

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



مؤسسه آموزش عالی غیردولتی-غیرانتفاعی انرژی

بررسی تأثیر جریان مولد گردابه ای بر نیروهای برآ و پسای وارد بر بال هواپیما

پایان نامه کارشناسی ارشد
رشته مهندسی مکانیک گرایش تبدیل انرژی

دانشجو:

امین ایمانی

استاد راهنما:

دکتر مسعود جلیلیان

استاد مشاور:

دکتر یوسف یاسی

مهرماه ۱۳۹۸

تأییدیه‌ی صحت و اصالت نتایج

باسمه تعالی

اینجانب امین ایمانی به شماره دانشجویی ۳۰۱۵ دانشجوی رشته تبدیل انرژی مقطع تحصیلی کارشناسی ارشد تأیید می‌نمایم که کلیه‌ی نتایج این پایان‌نامه حاصل کار اینجانب و بدون هرگونه دخل و تصرف است و موارد نسخه‌برداری شده از آثار دیگران را با ذکر کامل مشخصات منبع ذکر کرده‌ام. در صورت اثبات خلاف مندرجات فوق، به تشخیص دانشگاه مطابق با ضوابط و مقررات حاکم (قانون حمایت از حقوق مؤلفان و مصنفان و قانون ترجمه و تکثیر کتب و نشریات و آثار صوتی، ضوابط و مقررات آموزشی، پژوهشی و انضباطی ...) با اینجانب رفتار خواهد شد و حق هرگونه اعتراض درخصوص احقاق حقوق مکتسب و تشخیص و تعیین تخلف و مجازات را از خویش سلب می‌نمایم. در ضمن، مسئولیت هرگونه پاسخگویی به اشخاص اعم از حقیقی و حقوقی و مراجع ذی‌صلاح (اعم از اداری و قضایی) به عهده‌ی اینجانب خواهد بود و دانشگاه هیچ‌گونه مسئولیتی در این خصوص نخواهد داشت.

نام و نام خانوادگی: امین ایمانی

امضا و تاریخ:

مجوز بهره‌برداری از پایان‌نامه

بهره‌برداری از این پایان‌نامه در چهارچوب مقررات کتابخانه و با توجه به محدودیتی که توسط استاد راهنما به شرح زیر تعیین می‌شود، بلامانع است:

- ☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه برای همگان بلامانع است.
- ☒ بهره‌برداری از این پایان‌نامه با اخذ مجوز از استاد راهنما، بلامانع است.
- ☐ بهره‌برداری از این پایان‌نامه تا تاریخ ممنوع است.

نام استاد یا اساتید راهنما: دکتر مسعود جلیلیان – دکتر یوسف یاسی

تاریخ:

امضا:

چکیده:

از جمله پارامترهای مهم در ارزیابی عملکرد اجسام متحرک برد و سرعت می باشد. یک روش جهت بهبود آنها، کاهش نیروی پسا و افزایش نیروی برا است. با توجه به مطالعات صورت گرفته یکی از روش های کاهش نیروی پسا، کنترل جریان می باشد.

کنترل جریان سیال یکی از مهم ترین مباحث کاربردی در آیرودینامیک اجسام پرنده می باشد. کنترل جریان به معنی تغییر رفتار جریان یک سیال متناسب با اهداف مورد نظر می باشد. این اهداف می تواند کاهش نیروی پسا، افزایش نیروی برا و کاهش آلودگی های صوتی و یا اختلال چند جریان باشد.

کنترل جریان می تواند به دو روش فعال و غیرفعال انجام شود. در روش کنترل غیرفعال نیازمند هیچ گونه مصرف انرژی نمی باشیم، ایجاد زبری سطح و یا استفاده از تولیدکننده های گردابه مثال هایی از این روش می باشند. یکی از روش های کنترل غیرفعال جریان لایه مرزی به کمک مولدهای گردابی از نوع نصب سیلندر بین بال و بالک ها می باشد.

در این تحقیق به کمک محاسبه عددی اثر مولدهای گردابه ای در سطح بالایی ایرفویل که جهت کنترل لایه مرزی و به تأخیر انداختن یا حذف جدایش به کار می رود، بر روی ضریب های آیرودینامیکی آنها به صورت تئوری یعنی محاسبه ضریب ها و میزان افزایش و کاهش آنها به کمک فرمول های انرژی و مومنوم تحقیق و بررسی انجام شده است. که این ضرایب شامل ضریب برآ (ضریب نیروی بالابرنده) و پسا (ضریب نیروی بازدارنده) می باشند. و سپس آن را با پروژه عملی همین ایرفویل مورد مقایسه قرار خواهیم داد. در این روش با استفاده از استوانه های مدور در بین بالک ها می توانیم گردابه های کوچک در سطح جسم به وجود آوریم که نتیجه آن افزایش انرژی جریان است. این فرآیند، جدایش جریان را به تأخیر انداخته و در نتیجه شاهد افزایش لیفت و کاهش پسا در روی بال می باشیم. چرخش جریان بر روی ایرفویل باعث می شود جهت جریان بوسیله این روش تغییر یافته و حاصل برهم کنش این جریان یک چرخش را در سطح ایرفویل ایجاد کند. هدف ما در این تحقیق تحلیل جریان از اطراف یک ایرفویل و بالچه با حضور مولدهای گردابه ای در زوایای حمله مختلف ایرفویل و

بالچه می‌باشد. سپس با توجه به قطر استوانه و محل آن، بهترین وضعیت در کارآیی سیستم مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج تحقیق نشان می‌دهد با نصب سیلندر مابین بالچه و ایرفویل به منظور اضافه کردن مومنتوم به لایه مرزی به این نتیجه می‌رسیم که گردابه‌های ایجاد شده در اثر نصب سیلندر، با لایه مرزی اختلاط پیدا کرده و موجب می‌شوند که در جدایی جریان تأخیر ایجاد شود. نتایج نشان می‌دهند که جدایی جریان می‌تواند با کنترل غیرفعال، $0/1$ تا $0/2$ ثانیه تأخیر پیدا کرده و باعث بهینه شدن $0/5$ تا 1 درصدی نیروی برآی کل سیستم بالچه و ایرفویل گردد.

کلمات کلیدی: کنترل غیرفعال جریان، سیلندرهای استوانه‌ای، جدایش، شبیه‌سازی عددی، مولدهای گردابه

فهرست مطالب

صفحه

عنوان

فصل ۱: کلیات

۱-۱- مقدمه (تاریخچه).....	۲
۱-۱-۱- اهمیت موضوع.....	۷
۱-۱-۲- نوآوری.....	۷
۱-۱-۳- اهداف پایانامه.....	۸
۱-۲- مفهوم لایه مرزی.....	۹
۱-۳- جدایش جریان.....	۱۰
۱-۴- ایرفویل.....	۱۲
۱-۵- نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل.....	۱۳
۱-۵-۱- نیروی وزن.....	۱۴
۱-۵-۲- نیروی عمودی یا برآ.....	۱۴
۱-۵-۳- نیروی تراست.....	۱۴
۱-۵-۴- نیروی پسای کل.....	۱۵
۱-۶- بررسی پارامترهای مهم در ایرفویل.....	۱۶
۱-۶-۱- توان.....	۱۶
۱-۶-۲- زاویه حمله ایرفویل.....	۱۶
۱-۶-۳- ضرایب آیرودینامیکی.....	۱۷
۱-۷- سیلندرهای استوانه ای و اهمیت کاربرد آن.....	۱۸
۱-۸- مباحث کلی پایان نامه (نمای کلی).....	۱۹

فصل ۲: کنترل جریان

- ۱-۲- مقدمه..... ۲۱
- ۲-۲- ناحیه دنباله..... ۲۳
- ۳-۲- نحوه تشکیل و پخش گردابه..... ۲۴
- ۴-۲- کاربرد جریان بندها در مهندسی..... ۳۱
- ۵-۲- آشنایی با پدیده میدان جریان در اطراف اجسام..... ۳۴
- ۲-۵-۱- جریان روی جسم با لبه نازک..... ۳۶
- ۲-۵-۲- جریان روی جسم با لبه پهن..... ۳۹
- ۶-۲- روش های کنترل لایه مرزی..... ۴۲
- ۲-۶-۱- روش های فعال..... ۴۲
- ۲-۶-۲- روش های غیرفعال..... ۴۶

فصل ۳: معادلات حاکم

- ۱-۳- مقدمه..... ۵۰
- ۲-۳- حالت کلی معادلات ناویر-استوکس..... ۵۲
- ۳-۳- فرضیات..... ۵۵
- ۴-۳- معادلات جریان آشفته..... ۵۶
- ۵-۳- مروری بر برخی از حل های عددی در جریان آشفته..... ۵۸
- ۳-۵-۱- حل DNS..... ۵۸
- ۳-۵-۲- شبیه سازی گردابه های بزرگ (LES)..... ۵۹
- ۳-۵-۳- معادلات ناویر-استوکس میانگین گیری شده رینولدز RANS..... ۵۹

۶۰	۳-۵-۴- تحقیق شبیه سازی گردابه های بسیار بزرگ.....
۶۳	۳-۶- فرمول بندی های مختلف معادلات ناویر _ استوکس
۶۴	۳-۷- مدل آشفتگی K-ε استاندارد.....
۶۸	۳-۷-۱- مدل آشفتگی RNG K-ε.....
۷۰	۳-۸- مدل آشفتگی K-ω استاندارد و مدل آشفتگی SST K-ω.....
۷۲	۳-۹- جریان حقیقی اطراف استوانه.....
۷۵	۳-۹-۱- جریان حول استوانه ی بین ایرفویل و بالچه.....

فصل ۴: نتایج و تحلیل آنها

۷۷	۴-۱- مقدمه.....
۷۸	۴-۲- ایرفویل مورد بررسی.....
۸۱	۴-۳- میدان حل.....
۸۲	۴-۳-۱- شرایط مرزی و شرایط اولیه.....
۸۲	۴-۳-۲- روش عددی.....
۸۳	۴-۴- شبکه بندی و استقلال از شبکه.....
۸۶	۴-۵- اعتبارسنجی.....
۸۷	۴-۶- نتایج و بحث.....
۸۸	۴-۶-۱- صحت سنجی (حالت بدون سیلندر با زاویه فلپ در سه حالت).....
۹۱	۴-۶-۲- زاویه بالچه در ۴۵ درجه در سه وضعیت d=0,d=10,d=15.....
۹۶	۴-۶-۳- زاویه بالچه در ۵۰ درجه در سه وضعیت d=0,d=10,d=15.....
۹۹	۴-۶-۴- زاویه بالچه در ۵۵ درجه در سه وضعیت d=0,d=10,d=15.....

فصل ۵ : نتیجه گیری

- ۱-۵- نتیجه گیری..... ۱۰۲
- ۲-۵- پیشنهادات..... ۱۰۳
- منابع..... ۱۰۴

فهرست اشکال

- شکل (۱-۱): رشد لایه مرزی..... ۱۰
- شکل (۲-۱): جدایش جریان از سطح ایرفویل..... ۱۱
- شکل (۳-۱): مشخصه های ایرفویل..... ۱۲
- شکل (۴-۱): نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل در حالت دو بعدی..... ۱۳
- شکل (۵-۱): زاویه حمله ایرفویل..... ۱۷
- شکل (۱-۲): نخستین مشاهده ثبت شده از پخش گردابه توسط لئوناردو داوینچی..... ۲۹
- شکل (۲-۲): جریان عبوری از جسمی با سطح مقطع دایره ای..... ۳۰
- شکل (۳-۲): گردابه های جوی..... ۳۴
- شکل (۴-۲): نحوه استفاده از صفحه جدا کننده برای جلوگیری از جریان های متقاطع..... ۳۵
- شکل (۵-۲): بررسی جریان پایا و ویسکوز بر روی یک صفحه تخت ۳۶
- شکل (۶-۲): مشخصات جریان پایا و ویسکوز بر روی یک استوانه..... ۴۰
- شکل (۷-۲): روش های کنترل غیرفعال..... ۴۶
- شکل (۸-۲): روش کنترل غیر فعال (نصب سیلندر)..... ۴۸
- شکل (۱-۳): شکل متقارن جریان کاملاً چرخشی در اطراف استوانه..... ۷۲
- شکل (۲-۳): شکل نامتقارن جریان اطراف استوانه..... ۷۲
- شکل (۳-۳): تشکیل گرداب ثابت پس از جدایی در جریان لایه ای اطراف استوانه..... ۷۳
- شکل (۴-۳): پدیده تکثیر گردابه های متناوب در پشت استوانه..... ۷۳
- شکل (۵-۳): ایجاد منطقه برخاستگی جریان در پشت استوانه..... ۷۴
- شکل (۶-۳): لایه مرزی مغشوش اطراف استوانه..... ۷۴
- شکل (۷-۳): محل نصب سیلندر..... ۷۵
- شکل (۸-۳): ایجاد گردابه توسط سیلندر..... ۷۵
- شکل (۱-۴): مقطعی از ایرفویل مورد بررسی و تعیین پارامترهای فلپ..... ۷۸

شکل (۴-۲): موقیعت قرارگیری سیلندر بین فلپ و ایرفویل.....	۷۹
شکل (۴-۳): مشخصات هندسی سیلندر.....	۷۹
شکل (۴-۴): دامنه حل و شرایط مرزی.....	۸۱
شکل (۴-۵): شبکه بندی حول ایرفویل.....	۸۵
شکل (۴-۶): بررسی استقلال از شبکه.....	۸۶
شکل (۴-۷): ضریب فشار در سه حالت زاویه فلپ، بدون سیلندر، در دو زاویه حمله ایرفویل.....	۹۰
شکل (۴-۸): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۴۵ درجه و بدون سیلندر.....	۹۴
شکل (۴-۹): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۴۵ درجه و با سیلندر به قطر ده میلی متر.....	۹۴
شکل (۴-۱۰): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۴۵ درجه و قطر سیلندر پانزده میلی متر.....	۹۵
شکل (۴-۱۱): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۰ درجه و بدون سیلندر.....	۹۷
شکل (۴-۱۲): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۰ درجه و قطر سیلندر ده میلی متر.....	۹۷
شکل (۴-۱۳): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۰ درجه و قطر سیلندر ۱۵ میلی متر.....	۹۸
شکل (۴-۱۴): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و بدون سیلندر.....	۱۰۰
شکل (۴-۱۵): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و قطر سیلندر ۱۰ میلی متر.....	۱۰۰
شکل (۴-۱۶): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و قطر سیلندر ۱۵ میلی متر.....	۱۰۱

فهرست جداول

جدول (۴-۱): مختصات هندسه ایرفویل مدل NLF-MOD22B.....	۸۰
--	----

- جدول (۲-۴): مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در حالت بدون سیلندر..... ۹۱
- جدول (۳-۴): مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۴۵ درجه..... ۹۵
- جدول (۴-۴): مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۵۰ درجه..... ۹۸
- جدول (۵-۴): مقادیر ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۵۵ درجه..... ۱۰۱

فصل ۱:

کلیات

۱-۱) مقدمه:

کاهش نیروی پسا^۱ از دیرباز مورد توجه اندیشمندان و دانشمندان علوم هوافضایی، صنایع خودرو، طراحان ساختمان ها، برج ها، پل ها، و غیره قرار گرفته است. در همه موارد سعی بر این بوده تا با استفاده از نمونه ها و ترفندهای جدید و نو بتوان از میزان نیروی پسا کاست [۲۱]. از همان سال های ساخت اولین هواپیما توسط برادران رایت سعی بر آن بود که شکل خارجی هواپیما به گونه ای باشد تا کمترین نیروی پسا را ایجاد نماید [۳]. تا بتوان آن را با حداقل نیروی پیشران^۲ش به جلو راند. پس از آن نیز با پیشرفت روزافزون علم، راهکارهای مختلفی در این زمینه پیشنهاد شد. یکی از عواملی که باعث ایجاد نیروی پسا می گردد، جدایش جریان از روی سطح اجسام است. شیوه های مختلفی برای جلوگیری از جدایش لایه مرزی در هواپیما و کاربردهای مهندسی وجود دارد. برخی از این وسایل برای انجام وظیفه خود به یک توان اضافی که توسط واحد پیشرانه تولید می شود، نیاز دارند. به این روش کنترل فعال^۳ گفته می شود [۳].

تعدادی از روش های دیگر نیز غیر فعالند، یعنی برای انجام وظیفه خود به توان اضافی احتیاج ندارند. بنا به یک قانون کلی، در پرواز افقی مستقیم که به وسیله کنترل غیر فعال نیازی نیست در صورت وجود این وسایل نیروی پسا افزایش می یابد. برای کنترل جریان مرزی برای وسایل فعال می توان از شیوه های مکش، دمش، سطح متحرک، حرکت مغناطیسی، حرکت الکتریکی، اغتشاش القایی جت، سیستم های کنترلی باز خوردی و لایه مرزی دوتایی و برای تجهیزات غیر فعال می توان از تولید کننده های گردابه، تیغه بال، لبه حمله گسترش یافته، لبه حمله دندانه اره ای و سوراخ های استوانه ای استفاده کرد. اکثر تجهیزات کنترل لایه مرزی غیرفعال^۴، گردابه هایی را به شیوه های مختلف ایجاد می کنند. در بال های پسگرا به علت وجود تمایل جریان برای حرکت به سمت نوک بال و ایجاد واماندگی^۵ در نوک بال معمولاً از وسایل غیرفعال برای کنترل جریان استفاده می کنند.

^۱ Drag

^۲ Active Device

^۳ Passive Device

^۴ Stall

یکی از تجهیزات معمول برای کنترل جریان بر روی سطح بال های پسگرا، تولید کننده های گردابه هستند. بیش از ۵۰ سال است که از تولید کننده های گردابه برای بهبود پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل هواپیما استفاده می شود^[۳]. تولید کننده های گردابه جزء وسایل کنترل لایه مرزی هستند که یک انرژی اضافی به گردان فشار نامطلوب لایه مرزی که در حال جدایی از سطح می باشد، منتقل می کند. این وسایل معمولاً صفحات کوچک مثلثی یا چهار گوش و یا سیلندرهایی استوانه‌ای هستند که بر روی سطح ایرفویل در مقابل جریان نصب و یا ایجاد می شوند. در روش کنترل غیر فعال انرژی جنبشی زیادی به لایه مرزی منتقل می شود. این کار باعث تأخیر در جدایش جریان بر روی ایرفویل یک هواپیما در زوایای حمله بالا می گردد. بدیهی است با به تعویق انداختن جدایش جریان، نیروی پسا نیز کاهش می یابد. همچنین باعث حداکثر نیروی برآ نیز می شود به طوری که هواپیما به راحتی می تواند در سرعت های پایین بر روی زمین بنشیند. مطالعات زیادی برای شبیه سازی جریان با استفاده از روش های صفحات چشمه، صفحات گردابه و سیلندرهایی استوانه برای هندسه های مختلف انجام شده است.

تولیدکننده های گردابه اولین بار توسط تیلور^۵ و براینس^۶ در سال ۱۹۶۰ در ناسا مورد بررسی قرار گرفتند^[۴].

کنترل جدایش جریان لایه مرزی مغشوش با استفاده از تولیدکننده های گردابه خیلی ریز توسط جان سی لین^۷ بررسی شده است^[۵]. این مطالعه شامل گسترش مطالعات میدان جریان ناشی از تولیدکننده های گردابه و کاربرد آنها برای افزایش مقدار بالای برآ می باشد. تحقیقات بنیادی وی نشان داد که بکارگیری تولیدکننده های گردابه خیلی ریز، مؤثرترین و کارآمدترین وسیله برای کاهش جدایش جریان در لایه های مرزی مغشوش است. این بررسی ها بر روی یک ایرفویل برآ بالا در اعداد رینولدز نزدیک به اعداد رینولدز پروازی صورت گرفته است^[۵].

^۵H. D. Taylor

^۶Bruynes

^۷John C. Lin

بررسی تولیدکننده‌های گردابه به عنوان یک وسیله جدید برآ بالا در هواپیماهای مسافربری توسط ملین^۸ و همکارانش انجام شده است [۶]. آنها با استفاده از روش‌های تجربی و عددی به شبیه‌سازی رفتار آیرودینامیکی یک ایرفویل هواپیمای مسافربری که مجهز به تولیدکننده‌های گردابه باز شونده است، پرداخته اند [۶].

سایمون آپرینس^۹ و همکارانش تولیدکننده‌های گردابه غیر فعال جت هوا را برای جلوگیری از واماندگی یک ایرفویل به کار برده‌اند [۷]. در این تحقیق به مطالعه تجربی و عددی نمونه‌ای از سیستم کنترل جریان تولیدکننده گردابه جت هوا جهت به تأخیر انداختن یا حذف جدایش لایه مرزی لبه فرار و به دنبال آن واماندگی یک مدل ایرفویل NACA 23012 پرداخته شده است. نتایج مطالعاتشان نشان می‌دهد که استفاده از تولیدکننده‌های گردابه جت هوای غیرفعال به طور مؤثری جدایش جریان لبه فرار و واماندگی را تا زاویه حمله بالاتری به تأخیر می‌اندازد و مقدار نیروی پسا را بدون اینکه نیاز به انرژی ورودی باشد، به مقدار قابل توجهی کاهش می‌دهد [۷].

دلنرو و همکارانش با قرار دادن مولدهای ورتکس سه گوشه یا مثلثی شکل روی سطح بالایی ایرفویل اصلاح شده Eppler 387 در شرایط مختلف، اثر عدد رینولدز پایین را در جریان آشفته مورد آزمایش قرار دادند. آنها رفتار ضرایب آیرودینامیکی (نیروی برآ و پسا) ایرفویل ذکر شده را در زوایای حمله مختلف در دو حالت با استفاده از مولدهای ورتکس و بدون استفاده از آن مورد مطالعه قرار دادند. آنها مشاهده نمودند که مقدار ضریب برای ماکزیمم، هنگامی که از مولدهای ورتکس استفاده می‌شود، افزایش می‌یابد، اما زاویه واماندگی تغییر بسیار ناچیزی می‌کند یا تقریباً ثابت باقی می‌ماند. اما با افزایش زاویه حمله، مقدار ضریب پسا نیز افزایش می‌یابد که علت این امر تداخل میان ورتکس ایجاد شده با لایه مرزی است. به طور کلی، ورتکس مارپیچی ایجاد شده توسط بال دلتا بسیار شبیه ورتکس ایجاد شده توسط مولدهای ورتکس است که این ورتکس ایجاد شده در لایه مرزی یک بی نظمی و آشفتگی را ایجاد می‌کند که سبب افزایش ضریب برآ می‌شود [۸].

^۸Tomas Melin

^۹Simon A. Prince

آناند و همکارانش به بررسی عددی جریان آشفته روی ایرفویل NACA 0012 با استفاده از مولدهای ورتکس پرداختند. آنها با استفاده از نرم افزار فلونت در محدوده وسیعی از زوایای حمله و عدد رینولدز ثابت به مدل سازی اثر این مولدها بر مشخصه های جریان حول ایرفویل پرداختند. اضافه کردن مولدهای ورتکس باعث افزایش ضریب برآ و کاهش ضریب پسا می شود. آنها اثر مولدهای ورتکس را بر روی جریان سیال و نیروهای آیرودینامیکی عمل کننده بر ایرفویل مورد مطالعه قرار دادند و همچنین چگونگی تأخیر در واماندگی با کمک این پره های کوچک را مورد بررسی قرار دادند و گزارش نمودند [۹].

بررسی جریان بر سطح جایگاه موتور و تیرک های آن و کنترل جریان روی ایرفویل با استفاده از تولیدکننده های گردابه در یک پیکربندی برآ بالا توسط یوزورو یوکوکاوا^۱ و همکاران انجام شده است [۱۰]. در این تحقیق اثر تولیدکننده گردابه^۲ نصب شده در جایگاه موتور بر عملکرد آیرودینامیکی یک مدل هواپیمای تجاری با پیکربندی برآ بالا در نزدیکی شرایط حداکثر برآ بصورت تجربی بررسی شده است [۱۰]. در این تحقیق، ابتدا تداخل جریان بین جایگاه موتور و ایرفویل اصلی توسط تست تونل باد و روش های عددی مشاهده شده است و سپس با استفاده از الگوریتم ژنتیک، محل بهینه تولیدکننده های گردابه با استفاده از مدل کرایچینگ^۳ در آزمایشات تجربی مشخص شده است [۱۰].

ناتالی سوکووا^۴ و همکارانش به بررسی کنترلی جدایی جریان لایه مرزی در یک ایرفویل دنباله دار با استفاده از تولی کننده های گردابه کوچک پرداخته اند. این تحقیق شامل بررسی های تجربی و عددی بر روی یک ایرفویل خاص بوده است [۱۱]. ابتدا با استفاده از شبیه سازی عددی جریان توسط نرم افزار فلونت^۵ بر روی ایرفویل، محل جدایش جریان و ضخامت لایه مرزی ایرفویل تعیین شده است و سپس بنا به این نتایج

^۱Yuzuru Yokokawa

^۲Vortex Generators

^۳Kriging

^۴Natálie Součková

^۵Fluent

تولیدکننده‌های گردابه طراحی شده اند. در مطالعات تجربی با استفاده از آشکارسازی توسط تافت، به بررسی اثر این تولیدکننده‌های گردابه بر جریان روی سطح ایرفویل پرداخته شده است [۱۱].

مطالعه عددی اثر تولیدکننده گردابه غیرفعال برای کنترل جریان توسط فلورین ون استیلفرید^۵ انجام شده است [۱۲]. در این مطالعه به بررسی عددی یک مدل آماری تولیدکننده گردابه که توسط آژانس تحقیقات دفاعی سوئد^۶ توسعه داده شده، پرداخته شده است. در این روش آماری، دیگر نیاز به حل کامل هندسه‌های سه بعدی تولیدکننده‌های گردابه در یک مش دینامیکی سیالاتی محاسباتی نمی‌باشد. با اعمال این مدل آماری، هزینه‌های محاسبات کاهش و سرعت پردازش اطلاعات افزایش می‌یابد [۱۲].

تاد آر کوکنبوش^۷ و همکارانش به بررسی گسترش و آزمایش تولیدکننده‌های گردابه^۸ باز شونده^۸ با استفاده از عملگرهای آلیاژی حافظه‌دار پرداخته اند. در این تحقیق به طراحی، ساخت و نمایش عملی تولیدکننده‌های بالاپرنده پرداخته شده است [۱۳]. نتایج آزمایشات تونل باد بر روی یک ایرفویل مقیاس کامل با یک ردیف از این نوع تولیدکننده‌های گردابه نشان می‌دهد که استفاده از این وسایل باعث کاهش قابل توجه جدایی جریان، افزایش نیروی برآ و همچنین نسبت برآ به پسا در هواپیماهای مسافربری می‌گردد [۱۳].

ال جی ساورین^۹ به بررسی اثر تولیدکننده‌های گردابه^{۱۰} جت هوا^{۱۰} در تداخل با لایه مرزی موج ضربه‌ای پرداخته است [۱۴]. در این تحقیق، اثر تزریق بالادست جریان پیوسته هوا توسط تولیدکننده‌های گردابه جت هوا در تداخل با لایه مرزی مغشوش موج ضربه‌ای به صورت تجربی بررسی شده است [۱۴].

جنا کوکلووا^{۱۱} آدمانگاری مادون قرمز^{۱۲} را به عنوان وسیله بار آشکار سازی کنترل جریان توسط تولیدکننده‌های گردابه بکار برده است [۱۵]. در این تحقیق به بررسی عددی و تجربی اثر تولیدکننده‌های گردابه در جلوگیری از جدایش جریان بر روی یک ایرفویل NACA2363A421 که دارای فلپ نیز می‌باشد،

^۵Florian von Stillfried

^۶Swedish Defense Research Agency

^۷Todd R. Quackenbush

^۸Pop Up Vortex Generator

^۹L. J. Souverein

^{۱۰}Air Jet Vortex Generators

^{۱۱}Jana Kuklová

^{۱۲}Infrared Thermography

پرداخته شده است. آزمایشات تجربی شامل آشکارسازی جریان بر روی ایرفویل با دو روش دمانگاری مادون قرمز و روغن و اندازه گیری نیروی برآ در زوایای حمله مختلف است [۱۵].

دنیل جانسن^۳ در تحقیق تجربی خود در دانشکده صنعتی دلفت^۴ اثر نصب سیلندر را در بین ایرفویل و فلپ^۵ مورد بررسی قرار داد [۱۶]. و به بررسی اثر این تولیدکننده های گردابه بر جریان روی سطح ایرفویل پرداخت.

۱-۱-۱) اهمیت موضوع:

صنایع هوانوردی در دنیا و سال های اخیر در داخل کشور گسترش زیادی پیدا کرده است و این موضوع در حوزه علم آیرودینامیک باعث شده تا تلاش های زیادی برای بهبود عملکرد ایرفویل ها و بهینه سازی ضرایب آیرودینامیکی آنها به خصوص نسبت برآ به پسا صورت بگیرد. مطابق آنچه قبلاً نیز بیان شد بهترین کار برای دستیابی به این هدف کنترل لایه مرزی است. این کنترل برای جلوگیری از جدایش جریان ضروری به نظر می رسد. از این جهت اهمیت انجام مطالعات گوناگون در این حوزه لازم و ضروری می باشد. از طرف دیگر بر اساس آنچه از نتایج جستجوهای انجام گرفته، به دست آمده است، می توان فهمید که با وجود تمامی کارهای صورت گرفته، به دلیل گستردگی زیاد مباحث مربوط به این حوزه، همچنان نیازمند انجام پژوهش های جدیدی برای روشن شدن ابعاد مختلف و بررسی کامل و همه جانبه در رابطه با این موضوع است. این ضرورت به خاطر کمبود بسیار زیاد تحقیقات داخلی از طرفی و گسترش سریع هوافضا در ایران از طرف دیگر، دوچندان می باشد. این حوزه تحقیقات در دنیا سالهاست که مورد توجه صنایع فضایی کشورها بوده و پروژه های زیادی بر روی آنها تعریف شده و لازم به نظر می رسد که ما نیز هر چه سریعتر در این حوزه ها حضور جدی تری پیدا کنیم.

^۳D.P. Jansen
^۴Delft University of Technology
^۵flap

۱-۲) نوآوری:

امروزه تحقیقات زیادی در حوزه کنترل لایه مرزی صورت می‌گیرد که البته مقداری از آنها مطالعات تجربی بوده است. اما گستردگی این حوزه سبب شده با وجود کارهای بسیاری که صورت گرفته همچنان پروژه‌های بسیاری در این زمینه در دنیا تعریف گردد.

نتایج آزمایشگاهی ضمن اینکه هزینه بسیاری را می‌طلبد، مشکلاتی در باز تولید نتایج به دست آمده برای پژوهش را نشان می‌دهد، متأسفانه محدوده تحقیقات صورت گرفته در داخل کشور در این زمینه‌ها بسیار کم بوده و می‌توان گفت بر اساس جستجوهای صورت گرفته، مجموعه مقالات در حوزه عمومی کنترل لایه مرزی، بر روی ایرفویل‌های خاص با روش‌های خاص از چند ده مقاله تجاوز نمی‌نماید. آنچه در این پایان‌نامه مورد توجه است، یک پژوهش عددی همگام با تحقیقات دیگر کشورها برای بررسی اثرات مولدهای گردابه‌ای بر روی کنترل و تحلیل جریان است. برای ارزیابی دقت و مزایای آن هندسه‌ای مشابه در نرم‌افزار فلوئنت شبیه سازی و حل می‌شود و نتایج قابل مقایسه خواهد بود.

در این تحقیق می‌خواهیم بدانیم آیا ضرایب نیروهای برآ و پسا قابلیت بهینه شدن دارند یا خیر و اینکه تا چه حد می‌توان این ضرایب را بهبود بخشید به طوری که نسبت به شرایط آزمایشگاهی مورد بررسی آن نتایج بهتری داشته باشیم.

۱-۳) اهداف پایان‌نامه:

در این تحقیق به کمک حل عددی، اثر مولدهای گردابه‌ای در سطح بالایی که جهت کنترل لایه مرزی و به تأخیر انداختن یا حذف جدایش به کار می‌رود، بر روی ضرایب آیرودینامیکی آنها مورد بررسی قرار گرفته است. در این روش با استفاده از استوانه‌های مدور در بین بالک‌ها می‌توانیم گردابه‌های کوچک در سطح جسم به وجود آوریم که نتیجه‌ی آن افزایش انرژی جریان است. این فرآیند، جدایش جریان را به تأخیر انداخته و در نتیجه شاهد افزایش لیفت و کاهش پسا در روی بال می‌باشیم. چرخش جریان بر روی ایرفویل باعث می‌شود جهت جریان به وسیله‌ی این روش تغییر یافته و حاصل برهم‌کنش این جریان یک چرخش را در سطح ایرفویل

ایجاد کند. هدف ما در این تحقیق تحلیل جریان از اطراف یک ایرفویل و بالچه با حضور مولدهای گردابه‌ای در زوایای حمله مختلف ایرفویل و بالچه می باشد. سپس با توجه به قطر استوانه و محل آن بهترین وضعیت در کارایی سیستم مورد بررسی قرار می گیرد.

فرضیات تحقیق به شرح زیر است:

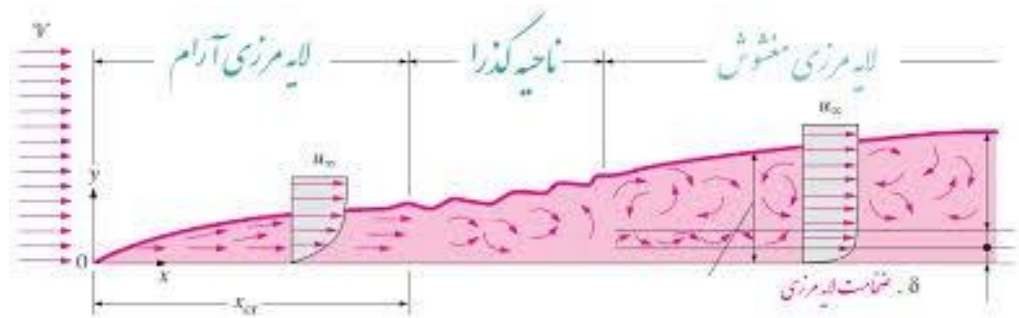
(۱) روش ایجاد جریان مولد گردابه ای ، میزان نیروهای برآ و پسا را بهبود می بخشد.

(۲) مولد جریان گردابه ای را می توان به وسیله ایجاد انحنا یا فین گذاری ایجاد کرد.

(۲-۱) مفهوم لایه مرزی:

وقتی یک سیال با لزجت کم روی یک سطح جامد جریان می یابد، از آنجا که جریان در لحظه اول اساساً غیرچرخشی است لایه‌های سیال مجاور مرزهای جامد، در اثر نیروی لزجی عقب کشیده می‌شوند و به سطح می‌چسبند. این بدین معنی است که نیروهای اصطکاکی در لایه نازکی از سطح، سبب کندشدن جریان شده‌اند و با توجه به شرط عدم لغزش سیال بر روی سطح، سرعت سیال در مجاورت مرزها نسبت به مرزها دارای سرعت صفر شود. با افزایش فاصله از مرزها گرادیان سرعت تا هنگامی که مقدار سرعت برابر سرعت جریان آزاد شود به تدریج افزایش می یابد، به بیان دیگر سرعت به طور متقارن به سمت مقدار کامل خود میل می‌کند. توزیع سرعت همانند شکل (۱-۱) می باشد. لایه نازکی را که در مجاورت سطح جامد تشکیل و تحت تأثیر آثار لزجت قرار گرفته است، لایه مرزی می نامند [۲].

لایه مرزی در انتها جریان بالادست خطوط جریان حتی در حالت یکنواخت نیز بسیار نازک است. وقتی این لایه حرکت می‌کند، عملکرد مداوم تنش برشی تمایل به متوقف کردن ذرات اضافی سیال دارد و در نتیجه با افزایش فاصله نسبت به جریان بالادست، ضخامت اولیه افزایش خواهد یافت. حاصل عمل در صورتی که فشار در جریان پایین دست زیاد باشد، کاهش مومنتوم (گرادیان فشار معکوس) خواهد بود.



شکل ۱-۱: رشد لایه مرزی [۱۷]

برای مرزهای بالادست سطوح صاف، لایه مرزی آرام شروع می‌شود که در آن سیال در لایه‌های صاف و یکنواخت حرکت می‌کند. با افزایش ضخامت لایه مرزی آرام در طول جریان، ناپایداری لایه افزایش خواهد یافت و نهایتاً به لایه مرزی متلاطم تبدیل می‌شود که در آن سیال در مسیرهای تصادفی حرکت می‌کند، گرچه سرعت آنها به دلیل لزجت در مرز کاهش می‌یابد. وقتی که لایه مرزی متلاطم شود، هنوز لایه بسیار نازکی در مجاورت مرز وجود دارد که دارای حرکت آرام است که آن را زیر لایه آرام می‌نامند.

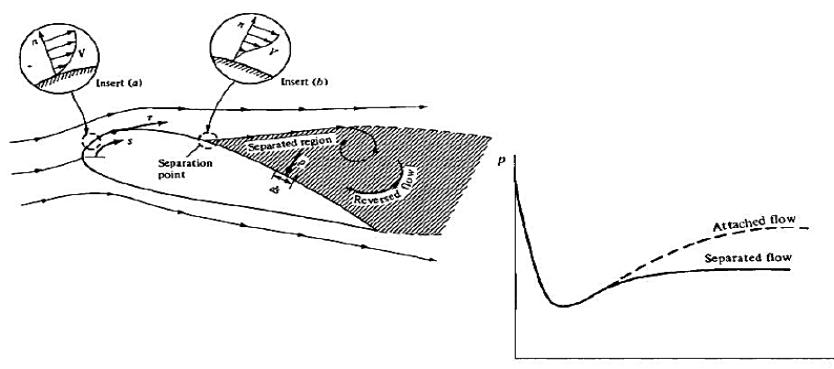
۳-۱) جدایش جریان:

با افزایش گرادیان فشار، اندازه حرکت سیال کاهش یافته و قادر به انتقال ذرات سیال نمی‌باشد در نتیجه لایه مرزی از سطح جدا می‌شود. شکل (۲-۱) پدیده جدایش را نشان می‌دهد. اگر گرادیان نامطلوب فشار در امتداد جریان ادامه یابد در این صورت گرادیان سرعت روی سطح برابر با صفر می‌شود و این نقطه را می‌توان نقطه آغاز جدایی نامید. در این نقطه تنش برشی روی دیواره صفر است و اصطلاحاً جدایی جریان شروع می‌شود [۲].

در این شرایط جریان نزدیک دیوار نخست متوقف و سپس در جهت عکس جریان اصلی حرکت می‌کند. بصورت خلاصه میتوان گفت که گرادیان نامطلوب فشار و تنش برشی، اندازه حرکت در لایه مرزی را کاهش

داده و اگر هر دو اثر در یک مسافت لازم عمل کنند، سبب می شود که لایه مرزی متوقف شود. این پدیده را شروع جدایی می نامند. بنابراین از آنچه گفته شد می توان نتیجه گرفت که شرط وقوع جدایی تنها می تواند در ناحیه گرادیان نامطلوب فشار رخ دهد. با این همه باید به خوبی روشن شده باشد که وجود گرادیان نامطلوب فشار یک شرط لازم و نه یک شرط کافی برای جدایی است. به عبارتی دیگر گرادیان نامطلوب فشار می تواند بدون جدایی وجود داشته باشد و این درحالی است که جدایی بدون گرادیان نامطلوب فشار نمی تواند رخ دهد [۲].

در هواپیما با توجه به بزرگ بودن سطح ایرفویل و اهمیت آن در تولید برآ، جدایش نقش منفی بسیار بزرگی دارد که در بعضی مواقع خطر سقوط هواپیما را نیز به دنبال دارد. در نتیجه از ابتدای تاریخ هوانوردی، موضوع بررسی جریان بر روی ایرفویل و همچنین جلوگیری از جدایش جریان مورد توجه بوده است.



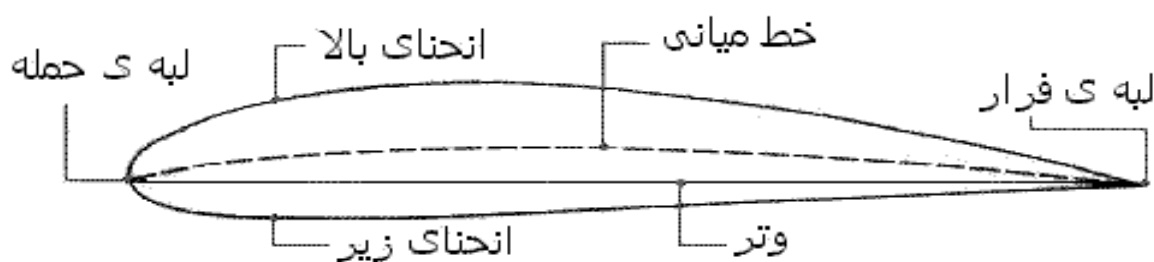
شکل (۲-۱): جدایش جریان از سطح ایرفویل

(۴-۱) ایرفویل:

به مقطع خاصی که با عبور هوا از اطراف آن ایجاد اختلاف فشار در بالا و پایین مقطع می نماید، ایرفویل^{۳۷} گفته می شود و به نیروهای ایجاد شده، نیروهای آیرودینامیکی می گویند. ساده ترین مثال از یک ایرفویل، مقطع عرضی یک ایرفویل هواپیما است که در شکل (۳-۱) قسمت های مختلف آن را مشاهده می کنید. این شکل، یک شکل کشیده، دراز و باریک به شکل ماهی یا دوک است که جلوی آن گرد و عقب آن با زاویه کمی

^{۳۷}Air foil

شکل مخروط می‌باشد. قسمت جلویی ایرفویل لبه حمله نامیده می‌شود، که اولین محل تماس با هوا می‌باشد. قسمت انتهایی که لبه فرار نامیده می‌شود و مانند یک لبه تیز است، هوای قسمت بالایی و پایینی در انتهای این لبه به یکدیگر می‌رسند. روی ایرفویل را سطح بالایی یا انحنای بالایی و زیر آن را سطح زیرین یا انحنای زیرین می‌نامند. این مقطع، نسبت به یک خط مبنا که خط وتر^۸ نامیده می‌شود و لبه حمله^۹ را به لبه فرار متصل می‌کند، تعریف می‌گردد [۱۸].



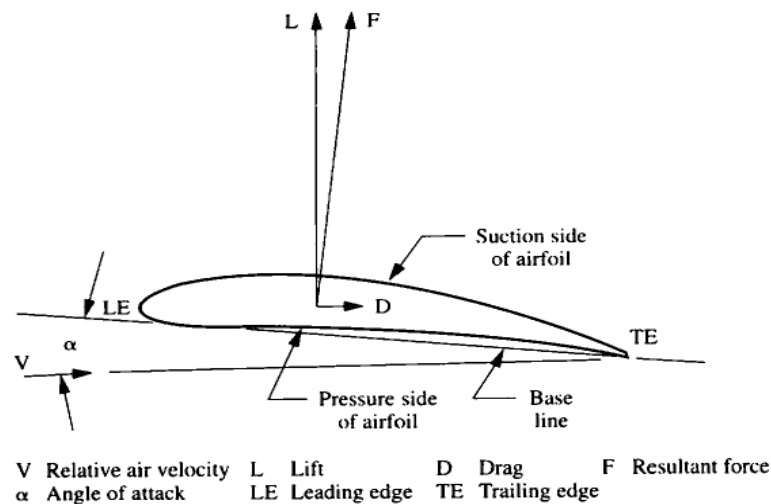
شکل (۱-۳): مشخصه های ایرفویل

۵-۱) نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل:

هرگاه جسمی مانند یک گوی، ایرفویل یا یک جسم دوکی، نظیر تنه هواپیما در یک سیال حرکت نماید و یا سیالی از اطراف این اجسام عبور نماید با پیدایش چهار نیروی زیر مواجه خواهیم شد، شکل (۱-۴) این نیروها را نشان می‌دهد [۱۸].

- ۱) نیروی وزن
- ۲) نیروهای عمودی یا فشاری (برآ)^۳
- ۳) نیروهای مماسی یا برشی (پسا)
- ۴) نیروی تراست یا جلو برنده

^۸Chord
^۹Leading edge
^{۱۰}Lift



شکل (۱-۴) : نیروهای آیرودینامیکی وارد بر ایرفویل در حالت دو بعدی

۱-۵-۱) نیروی وزن:

یک هواپیما مانند تمام اجسام دارای جرم می باشد. وقتی که هواپیما بر روی زمین به صورت ساکن قرار دارد فقط یک نیرو به واسطه جاذبه زمین به آن وارد می شود. این نیرو، نیروی وزن نام دارد. به طور کلی نیروی وزن به دلیل نیروی گرانشی یا نیروی جاذبه زمین به هواپیما وارد می شود. این نیرو در تمام مدت به صورت عمودی و رو به پایین بر روی هواپیما اثر می گذارد.

۱-۵-۲) نیروی عمودی یا برآ:

برای بلند شدن یک هواپیما از روی زمین حتماً باید نیروی برآ یا بالابر ایجاد شود. نیروی برآ، نیرویی در جهت بالاست که در اثر اختلاف فشار هوا در سطح بالایی و پایینی بال در اثر عبور جریان هوا به وجود می آید. نیروی برآ نیروی کلیدی آیرودینامیک می باشد. برآ نیرویی است که بر خلاف جهت نیروی وزن عمل می کند. در یک پرواز وقتی نیروی برآ و وزن با هم برابرند هواپیما در حالت تعادل و توازن قرار دارد. در این حالت اگر دیگر فاکتورهای آیرودینامیکی هواپیما ثابت باشد و تغییر نکند هواپیما نه به ارتفاعش افزوده خواهد شد و نه ارتفاعش کم خواهد شد، چرا که هر دو نیرو با هم برابرند [۱۸].

۱-۵-۳) نیروی تراست:

برای ایجاد نیروی برآ هواپیما باید به سمت جلو رانده شود تا هوا در سطح بالایی و پایینی بال جریان داشته باشد و اختلاف فشار بین دو سطح ایجاد شود و هواپیما از روی زمین بلند شود. نیروی تراست یا نیروی پیشران یک نیروی جلوبرنده و رو به جلو است که توسط موتور ایجاد می‌شود و هواپیما را به جلو می‌راند.

۱-۵-۴) نیروی پسای کل:

نیروی پسای کل خود متشکل از دو نیروی پسای فشاری و پسای اصطکاکی می‌باشد.

۱-۵-۴-۱) پسای فشاری:

وقتی جسمی در مقابل یک سیال قرار می‌گیرد، در اثر اختلاف فشار در دو طرف جلو و عقب جسم نیرویی به وجود می‌آید که نیروی پسای فشاری است، که به آن پسای شکل نیز می‌گویند. این پسا هنگامی که یک دنباله یا ناحیه جریان جدا شده پشت بدنه تشکیل می‌شود، به وجود می‌آید.

۱-۵-۴-۲) پسای اصطکاکی:

زمانی که سطح سبب کندشدن حرکت نسبی هوا می‌شود، هوا می‌کوشد تا سطح مورد نظر را در جهت جریان کشیده و به حرکت درآورد. این فرآیند تا اندازه‌ای شبیه به اصطکاک بین سطوح جامد است. این اصطکاک به دلیل وجود چسبندگی و لزجت در سیالات ایجاد می‌شود. نیروی پسای اصطکاکی سطحی به نرخ لغزش (سر خوردن) هوای مجاور سطح نسبت به سطح وابسته است.

دو پسای فشاری و اصطکاک پوسته‌ای، اغلب به هم وابسته هستند. بیشتر بخش‌های یک هواپیما مانند صفحات تخت نازک نبوده و دارای ضخامت هستند. چنین سطوحی هم، پسای فشاری و هم، پسای اصطکاک پوسته‌ای دارند.

۶-۱) بررسی پارامترهای مهم در ایرفویل

۱-۶-۱) توان:

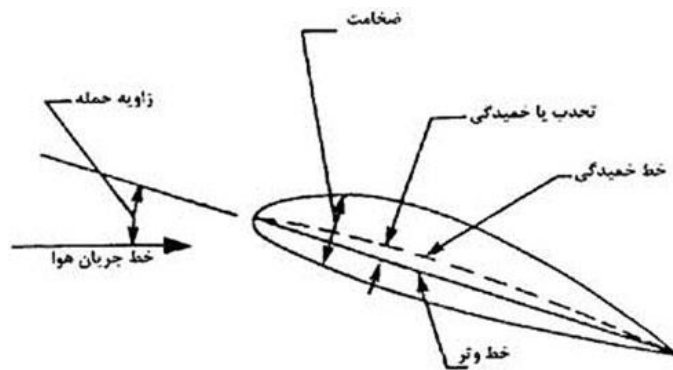
یکی از مهم ترین مفاهیم و شناخت پرواز، نیازمندی های توان است. توان، نرخ انجام کار است. در اینجا دو گونه از نیازمندی های توان را در نظرخواهیم گرفت. نخست، توان القایی که توان وابسته به تولید برآ است، این توان برابر است با نرخ از انرژی که برای تولید برآ به هوا انتقال داده می شود. دومین توان، توان مزاحم است، این توان وابسته به برخورد هوا با هواپیما در حال حرکت است. توان کل نیز از جمع دو توان القایی و مزاحم به دست می آید.

۱-۶-۲) زاویه حمله ایرفویل:

زاویه حمله^۱ اصطلاحی در آیرودینامیک می باشد که بیان کننده زاویه برخورد بین وتر یک ایرفویل و بردارهای سرعت حرکت نسبی هوا می باشد. شکل (۱-۵).

در هوانوردی، زاویه حمله برای تشریح زاویه بین وتر یک بال و بردارهای حرکت نسبی هوا که به بال برخورد می کنند، استفاده می شود. ضریب برآ در یک ایرفویل ثابت هواپیما، کاملاً به زاویه حمله وابسته می باشد. افزایش زاویه حمله تا حد معینی باعث افزایش ضریب برآ می شود که از آن حد به بعد با افزایش زاویه حمله ضریب برآ کاهش می یابد. به این حالت که ضریب برآ و به تبع آن نیروی برآ کاهش می یابد حالت واماندگی گفته می شود. چنانچه در یک ایرفویل هواپیما زاویه حمله را افزایش دهیم، جدایی جریان هوا در قسمت سطح بالایی بال کاملاً مشخص می باشد و کاهش این امر با افزایش ضریب برآ ممکن می باشد. در یک زاویه حمله بحرانی، بال دیگر تحمل وزن هواپیما را نخواهد داشت، به همین دلیل هواپیما به سمت پایین کشیده می شود [۱۸].

^۱Angle of attack



شکل (۱-۵): زاویه حمله ایرفویل [۱۸]

۱-۶-۳) ضرایب آیرودینامیکی:

ضرایب آیرودینامیکی برای یک جسم سه بعدی دوکی شکل، همانند ایرفویل، عبارتند از ضرایب برآ و پسا، ضریب پسا القایی، ضریب گشتاور دورانی، ضریب فشار، ضریب اططکاکی پوستی. در حالت دو بعدی ضریب پسا القایی وجود ندارد. این ضریب نیز در حالت سه بعدی به صورت نسبت نیروی پسا بر حاصل ضرب فشار دینامیکی در مساحت مؤثر بال تعریف می‌شود. اما در حالت دو بعدی نسبت نیروی پسا بر حاصل ضرب فشار دینامیکی، در طول وتر ایرفویل می‌باشد [۱۸].

۱-۷) سیلندره‌ای استوانه‌ای و اهمیت کاربرد آن:

یکی از روش‌های موفق، دقیق و در عین حال جذابی که در بررسی کاهش پسای جریان مورد استفاده قرار می‌گیرد، روش صفحات گردابه و سیلندره‌ای استوانه‌ای شکل است که با استفاده از تئوری جریان پتانسیل و صفر نمودن سرعت مماسی روی دیواره (شرط عدم لغزش) توسط گردابه‌ها و شرط کوتا (طبق شرط کوتا^{۳۲} باید سرعت روی سطح بالا و پایین در لبه فرار جسم برابر بوده و فشار دارای پیوستگی باشد). صورت می

پذیرد. روش سیلندرهای استوانه‌ای از دهه ۱۹۷۰ کاربرد گسترده‌ای پیدا کرده است، این روش مستقیماً مشابه روش صفحه چشمه است، اما به علت اینکه چشمه دارای گردش صفر است، صفحات چشمه تنها برای موارد بدون لیفت کاربرد دارند. برعکس، گردابه‌ها در روی سیلندر استوانه‌ای دارای گردش می‌باشند و بنابراین این روش را می‌توان برای موارد برآ نیز به کار برد.

بیش از ۵۰ سال است که از تولیدکننده‌های گردابه برای بهبود پارامترهای آیرودینامیکی ایرفویل هواپیما استفاده می‌شود [۳]. تولیدکننده‌های گردابه جزء وسایل کنترل لایه مرزی هستند که یک انرژی اضافی به گردان فشار نامطلوب لایه مرزی که در حال جدایی از سطح می‌باشد، منتقل می‌کنند. آنها باعث بوجود آمدن یک جریان گردابه در ایرفویل می‌گردند که این جریان، انرژی جنبشی زیادی را به لایه مرزی منتقل می‌نماید. این تجهیزات باعث تأخیر در جدایش جریان بر روی ایرفویل یک هواپیما در زوایای بالا می‌گردند. بدیهی است با به تعویق انداختن جدایش جریان، نیروی پسا نیز کاهش می‌یابد. این تجهیزات همچنین باعث افزایش حداکثر ضریب برآ می‌شوند به طوری که هواپیما می‌تواند در سرعت‌های پایین بر روی زمین بنشیند.

۸-۱) مباحث کلی پایان‌نامه:

زمینه این تحقیق قادر است در علمی نظیر هوافضا و مکانیک جهت پیشبرد مطالعات بهتر و برجسته‌تر، جایگاه ارزنده‌ای را به خود اختصاص دهد. نتایج این تحقیق در علوم و صنایع مرتبط به شرط برخورداری محققین از امکانات و تجهیزات لازم می‌تواند مثمر ثمر واقع شود.

در این فصل به معرفی ایرفویل، نیروهای وارد بر آن و ضرایب آیرودینامیکی، پیشینه پژوهش و اهمیت استفاده از روش کنترل جریان (سیلندر استوانه‌ای) پرداخته شد.

در فصل دوم مطالبی در رابطه با پدیده جریان سیال در اطراف اجسام، ویژگی‌ها و توضیحات مربوط به انواع آن، نحوه تشکیل و پخش گردابه و همچنین انواع روش‌های کنترل جریان توضیحاتی داده شده است. در فصل سوم معادلات حاکم بر مسئله آورده شده و همچنین ساده‌سازی‌های مربوط به آن، که شروع با

معادلات ناویر-استوکس می‌باشد. همچنین برخی از پارامترهای مهم در لایه مرزی تعریف شده است. سپس در فصل چهارم شبکه‌بندی میدان حل حول ایرفویل و همچنین نوع حل شامل: فرضیات مسئله و شرایط مرزی شرح داده شده را در نرم‌افزار اعمال می‌کنیم که برای این کار، و در این پایان نامه از نرم افزار فلوئنت (برای تحلیل عددی و حل معادلات) استفاده شده است [۱۹]. به دنبال آن به بحث در رابطه با صحت مقادیر به دست آمده از نرم‌افزار به صورت دیاگرام و جداول و شکل می‌پردازیم. سپس مقادیر به دست آمده از تحلیل عددی را با نتایج حاصل از آزمایشات و نتایج دیگر مقالات و پژوهش‌های مربوطه مقایسه می‌کنیم. و در نهایت نتیجه‌گیری‌های به دست آمده را در قالب جدول نوشته و توصیه‌های مربوطه برای طراحی و تحقیقات بیشتر در این زمینه را می‌آوریم.

فصل ۲:

کنترل جریان

منظور از کنترل جریان، تغییر رفتار جریان روی یک سطح یا در لایه برشی به گونه‌ای دلخواه است تا شرایطی متفاوت نسبت به شرایط طبیعی توسعه جریان در آن ایجاد نماییم. با توجه به معرفی تئوری لایه مرزی توسط پранتل و همچنین توصیف چندین آزمایش که در آن لایه مرزی^{۳۳} کنترل شده بود (مانند ایجاد مکش روی یک استوانه)، می‌توان پранتل را پیشگام کنترل جریان دانست. قابلیت تغییر الگوی جریان به شکل مطلوب، اهمیت کاربردی وسیعی دارد. به طور کلی روش‌های کنترل جریان می‌توانند با اصلاح سه پدیده: جدایش، گذر لایه ای به آشفته و آشفته‌گی روی یک جریان سیال تأثیر بگذارند [۲۰].

تمامی این موارد روی مشخصات برآی ماکزیمم، زاویه واماندگی و پسای یک ایرفویل تأثیرگذار است. مقدار برآی ماکزیمم می‌تواند روی طول بلندشدن و نشست هواپیما، نرخ اوج‌گیری هواپیما، نرخ پرواز بدون موتور^{۳۴} و همچنین سقف پروازی یک هواپیما تأثیرگذار باشد. آتشفشان سال‌های اخیر ایسلند نشان داد که هواپیماهای با سقف پروازی بالاتر، کارایی بالاتری در این مواقع دارند. در یک ایرفویل دوبعدی تحت یک زاویه حمله خاص می‌توان با افزایش انحنا ایرفویل مقدار برآ را افزایش داد. این کار تا جایی ادامه می‌یابد که جدایش روی ایرفویل اتفاق می‌افتد و جریان جدا می‌شود. جدایش جریان زمانی اتفاق می‌افتد که جریان، مومنتوم کافی برای غلبه بر گرادیان فشار مثبت و تلفات لزجت در طول مسیر جریان را نداشته باشد. کنترل جدایش معمولاً به طریقی انجام می‌گیرد که مقدار مومنتوم جریان در لایه مرزی را افزایش دهیم. وقتی جریان در سمت مکش ایرفویل جدا می‌شود کارایی آیرودینامیکی بال به شدت افت می‌کند. اثر افزایش زاویه حمله نیز می‌تواند شرایط مشابهی با افزایش انحنا در پیدایش جدایش^{۳۵} و تأثیر روی کارایی آیرودینامیکی بال داشته باشد. ابزارهای کنترلی مانند اسلتهای لبه حمله، فلپ‌های لبه فرار، جت‌های مصنوعی روی دیواره، به کارگیری

^{۳۳}Boundary Layer^{۳۴}Glide Rate^{۳۵}Separation

سیلندرهای استوانه‌ای، زبری هوشمند به وسیلهٔ مواد پیزوالکتریک همگی سعی در جلوگیری از وقوع جدایش دارند [۲۰].

تأخیر در گذر جریان لایه‌ای به آشفته می‌تواند در کاهش پسای اصطکاکی یک ایرفویل مؤثر باشد. پسای اصطکاکی در جریان آشفته به لحاظ مرتبهٔ بزرگی، یک مرتبه بزرگتر از پسای اصطکاکی در جریان لایه‌ای است. ابزارهای کنترل جریان روی سطح ایرفویل به این طریق روی جریان تأثیرگذار است.

عامل تأثیرگذار دیگر، آشفتگی است که افزایش آن به عنوان مثال باعث اختلاط بهتر جریان در لایه‌های به هم آمیخته می‌شود. همچنین کاهش آن می‌تواند نقش مهمی در کاستن نویز و سروصدای آیرودینامیکی داشته باشد که در طراحی فن‌ها بسیار مورد توجه است [۲۰].

روش‌هایی که برای کنترل جریان به کار می‌روند، به دو دستهٔ کنترل فعال و کنترل غیرفعال تقسیم می‌شوند. روش‌های غیرفعال معمولاً بار وزنی چندانی نداشته و از طرفی دیگر به مصرف انرژی نیاز ندارند. این روش‌ها دارای عیب بزرگی هستند که با تغییر شرایط جریان مانند افزایش عدد رینولدز، تغییرات زاویهٔ حمله در پره‌ها و ... کارایی خود را از دست داده و حتی در برخی موارد، روی کارایی، اثری منفی دارند. در مقابل روش‌های کنترل غیرفعال، روش‌های کنترل فعال قرار دارند که در مواقع لزوم قادر به قطع شدن هستند. از جمله معایب روش‌های کنترل فعال این است که به وزن اضافی و مصرف انرژی نیاز دارند [۲۰].

روش‌های کنترلی از جمله: مکش روی لایهٔ مرزی، کنترل جریان با فلپ در لبهٔ حمله و ایجاد جریان مماسی در سطح، جزء فناوری‌های کنترل فعال به حساب می‌آیند. در مقابل، ایجاد زبری روی سطح و تولیدکننده‌های گردابه، جزء روش‌های کنترل غیرفعال محسوب می‌شوند.

در این فصل ابتدا در رابطه با فیزیک جریان دنباله، نحوهٔ تشکیل و پخش گردابه، مشخصه‌های کمی جریان و آشفتگی روی اجسام با لبهٔ نازک و پهن و اهمیت اندازه‌گیری آنها در دنباله توضیح داده شده است. سپس اطلاعاتی در رابطه با سیلندر و ایرفویل ارائه شده است.

۲-۲) ناحیه دنباله:

به ناحیه کم انرژی و چرخشی همراه با افت شدید فشار و سرعت در پشت مانع و شتاب منفی بالا، اصطلاحاً دنباله^{۲۱} می گویند. دنباله نزدیکی که در فواصل کوتاه پشت جسم تشکیل می شود، به شدت تحت تأثیر شرایط جریان بالادست و مشخصات هندسی جسم می باشد. جریان در دنباله معمولاً به دلیل رینولدز بالای این ناحیه آشفته می باشد. به دلیل ناپایداری جریان در اثر آشفتگی، گردابه های منظمی پشت جسم تشکیل و انتشار می یابند. در صورت عدم کنترل این دنباله های مغشوش، بارگذاری متناوب و میانگین سیالی، رفتار فرکانسی دنباله ها، پارامترهای آشفتگی و ساختارهای گردابی می توانند باعث اختلالاتی در سیستم شوند. به همین دلیل مطالعات مهندسی در تلاش برای مدل کردن دنباله ها می باشند. به علاوه، عدم تشابه پروفیل ها در دنباله نزدیک و نبود راه حل تحلیلی خاصی برای این نوع جریان آشفته، تحلیل میدان جریان در این بخش را بسیار پیچیده می سازد.

یکی از روش های بالابردن برآ استفاده از دنباله است. این دنباله ها قابل حرکت هستند و در شرایطی برای کارکرد بهینه قابل تنظیم هستند. انواع گوناگونی از دنباله ها وجود دارند مثل دنباله ساده، دنباله جداکننده، دنباله خارجی و دنباله باعث افزایش ضریب برآ برای همه زوایای حمله می شود ولی تغییر قابل توجهی در زاویه یا نقطه بازدارندگی دیده نمی شود. جریان سیال در لبه تیز دنباله موانع را از سر راه برمی دارد و منطقه کم فشاری پشت آن به وجود می آید. این فرآیند باعث افزایش مکش در تمام سطح بالایی می شود ولی تغییرات زیادی در گرادیان فشار در نیمه رخ نمی دهد. فشار زیر صفحه نیز افزایش می یابد، این عامل علاوه بر مکش بیشتر در سطح بالایی باعث افزایش زیاد نیروی برآ می شود. همچنین گزارش شده است که ضریب پسا نیز افزایش چشمگیری دارد. [۲۱]

در اثر حضور بیش از یک جسم در میدان جریان، علاوه بر مسئله آشفتگی و پیچیدگی های مربوط به دنباله نزدیک، اندرکنش های پیچیده لایه های مرزی، انتشار گردابه ها و مسیرهای ون کارمن [۲۲] بر ابهام

^{۲۱}Wake

مسئله می‌افزایند. بنابراین پیش‌بینی دقیق عملکرد اجزاء شامل این نوع موانع با مسئله شناخت جریان در ناحیه دنباله نزدیک درگیر است. به علاوه پارامترهای زیادی مانند عدد رینولدز، چیدمان اجزاء و هندسه آنها بر نحوه تداخل تأثیرگذارند و پیش‌بینی رفتار جریان را دشوارتر می‌سازد. بنابراین می‌توان چنین بیان نمود که تعداد حالات اندرکنش ممکن بین دنباله‌ها و موانع، بیشمارند.

با توجه به آنچه گفته شد، برای شبیه‌سازی جریان در اطراف چند مانع نزدیک به هم، شناخت فیزیکی پدیده تداخل و عوامل مؤثر بر آن ضروری است.

۲-۳) نحوه تشکیل و پخش گردابه:

گرادیان فشار نامطلوب به همراه وجود اثرات لزجت باعث ایجاد جدایش جریان می‌شود. برای مثال زمانی که جریان بر روی یک جسم گوشه‌دار حرکت کند، باعث جدایش جریان می‌شود. مطالعه و بررسی ویژگی‌های جریان و انتقال حرارت حول سیلندرهایی با مقطع استوانه، از جمله مسائل مرتبط با عبور جریان سیال حول سیلندر است. این سیلندره‌ای استوانه‌ای که در مقابل جریان قرار دارند، جزء اجسام جریان‌بند محسوب می‌شوند. به طور کلی به هر شیئی که در مقابل جریان مقطع بزرگ داشته باشد و راه جریان را بند آورده و یک ناحیه دنباله وسیع ایجاد کند، جسم جریان‌بند گویند.

شکل (۲-۱) نحوه قرارگیری یک جسم جریان‌بند با مقطع استوانه‌ای را در برابر جریان نشان می‌دهد. با وجود هندسه نسبتاً ساده اجسام جریان‌بند، الگوی جریان، حول این اجسام پدیده پیچیده‌ای است. به همین علت جریان بیشتر حول اجسام جریان‌بند با سطح مقطع‌های ساده از قبیل مقاطع دایره‌ای و مربعی دوبعدی بررسی می‌شود. جریان حول این اجسام با جداسدن از سطوح جسم، باعث ایجاد ناحیه دنباله بزرگی در جریان پایین‌دست می‌شود. همچنین لایه‌های جداشده، تولید گردابه‌هایی منفصل در ناحیه پشت جسم می‌کنند. این گردابه‌ها می‌توانند مکش‌های بسیار زیاد در نزدیک نقاط جداشده مانند گوشه‌ها و برآمدگی‌ها ایجاد کنند [۲۳].

وقتی جریان بر روی جسم در نقطه‌ای جدا شود، ناحیه پشت جسم شامل اثرات ناشی از تشکیل گردابه می‌شود. به طور کلی جریان اطراف اجسام جریان‌بند، اغلب شامل پدیده‌های پیچیده‌ای از قبیل جریان‌های برشی، جدایش جریان، دنباله، جریان گردابه‌ای و پخش گردابه است. گردابه‌ها از سطوح جلویی جسم جریان‌بند شروع به تشکیل شدن کرده و با رشد لایه‌های برشی، از جسم جدا شده و گردابه‌های بزرگی را در جریان پایین دست تولید می‌کنند. قسمت داخلی لایه برشی ایجاد شده روی جسم، با سرعت بسیار کمتری نسبت به لایه‌های خارجی که تحت تأثیر جریان آزاد قرار دارد، حرکت می‌کند. بدین علت لایه‌های برشی به شکل گردابه‌هایی درآمد و در جریان پخش می‌شوند.

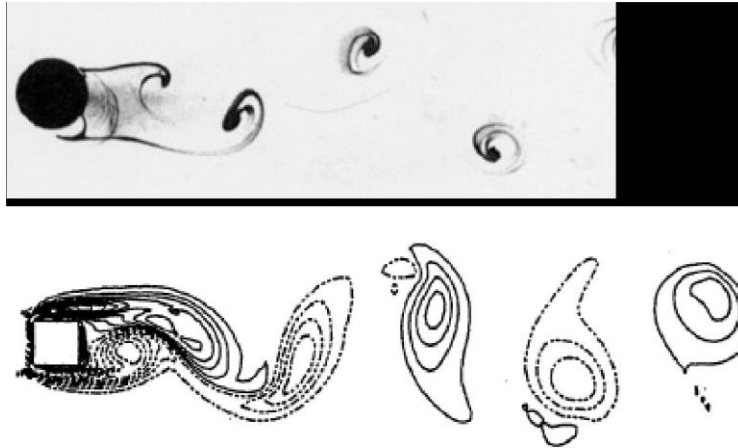
یک نکته مهم در این اعداد رینولدز تعیین طول مشخصه می‌باشد. از کاربردهای عدد رینولدز، تعیین کوچک‌ترین طول مشخصه در یک جریان آشفته است. در جریان آشفته، طول مشخصه به معنی فاصله‌ای است که بین متغیرهای جریان مثل سرعت یا فشار همبستگی وجود دارد. اما چون این همبستگی‌ها هم‌بسامد نیستند، یک جریان آشفته، طول‌های مشخصه متفاوتی خواهد داشت. طول‌های مشخصه‌ی بزرگ متناظر با بسامدهای پایین و طول‌های مشخصه‌ی کوچک متناظر با بسامدهای بالا هستند [۲۳].

به این جدایش جریان که از سطوح بالایی و پایینی جسم رخ می‌دهند و گردابه‌هایی که به صورت یکی درمیان از این سطوح جدا شده و در جریان پخش می‌شوند، پدیده پخش گردابه^{۳۷} گویند. این پدیده ناپایدار با افزایش عدد رینولدز قوی‌تر می‌شود. در شکل (۱-۲) پدیده پخش گردابه از اجسام جریان‌بند با سطح مقطع دایره‌ای و مربعی نشان داده شده است.

نخستین مشاهده ثبت شده از پدیده پخش گردابه توسط لئوناردو داوینچی در قرن شانزدهم بوده است، زمانی که یک ردیف دوتایی از گردابه، در اطراف جسم جریان‌بند^{۳۸} رسم کرد.

^{۳۷}Vortex shedding

^{۳۸}Bluff Body



شکل (۲-۱): نخستین مشاهده ثبت شده از پدیدهٔ پخش گردابه توسط لئوناردو داوینچی [۲۳].

حالت دیگری از جریان دوبعدی، جریان پیرامون استوانه‌هایی با سطح مقطع دایره‌ای است، وضعیت‌های متفاوتی از جریان را می‌توان با افزایش سرعت، که هر یک دارای محدوده‌هایی از عدد رینولدز می‌باشد، به وجود آورد. در مقادیر بسیار کم عدد رینولدز ($Re=1$) جریان پس از عبور، به محیط استوانه می‌چسبد، برای اعداد رینولدز در حدود ($Re=20$) جریان از جسم جدا شده و گردابه‌های بزرگ متقارن متصل به جسم در پشت آن تشکیل می‌شوند که در پایین دست جریان قرار می‌گیرند.

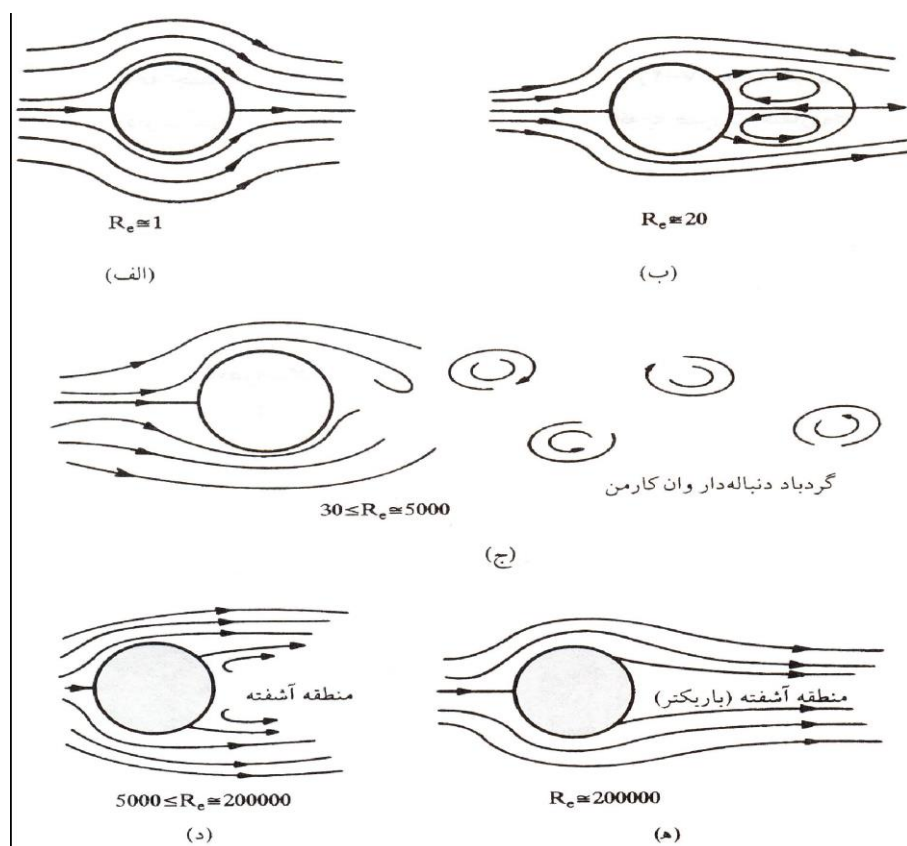
با افزایش عدد رینولدز این گردابه‌های متقارن ناپایدار شده و به صورت یک‌درمیان از جسم جدا خواهند شد. برای اعداد رینولدز ($30 < Re < 500$) گردابه‌های متناوبی در پشت سازه ایجاد می‌شود. نهایتاً گردابه‌های دنباله‌داری در پایین دست جریان به وجود می‌آید. این موضوع برای اولین بار توسط بنارد و فون کارمن مورد بررسی قرار گرفت. شکل (۲-۲)

به اولین ناحیهٔ گذر گردابه‌ای دوبعدی از حالت گردابهٔ پایدار به گردابه‌های متناوبی که در محدودهٔ عدد ($Re=50$) به وجود می‌آید، ناپایداری بنارد-فون کارمن^۹ گویند.

^۹Benard-von karman Instability

برای اعداد رینولدز بالاتر لایه مرزی جریان در بالادست تا نقطه جدایی، به صورت آرام است، که باعث کم شدن نیروی پسا می شود و اثرات توربولانسی در جریان شدیدتر می شود و پدیده پخش گردابه به طور تصادفی رخ می دهد.

به هر حال با افزایش سرعت پدیده، پخش گردابه از حالت تصادفی خارج شده و بصورت منظم رخ می دهد. هر چند که در این حالت ها مقداری آشفتگی یا تلاطم نیز در ناحیه منطقه پشت وجود دارد.



شکل (۲-۲): جریان عبوری از جسمی با سطح مقطع دایره ای [۲۴]

از جمله دیگر اجسامی که در هنگام برخورد با جریان، موجب ایجاد اغتشاش در جریان می شوند و به نام اجسام جریان بند معروفند، می توان به اجسام منشوری شکل منظم با مقاطعی نظیر مثلث، مربع، مستطیل و دیگر اعضاء منشوری اشاره کرد که پدیده پخش گردابه در آنها نظیر آنچه گفته شد، رخ می دهد.

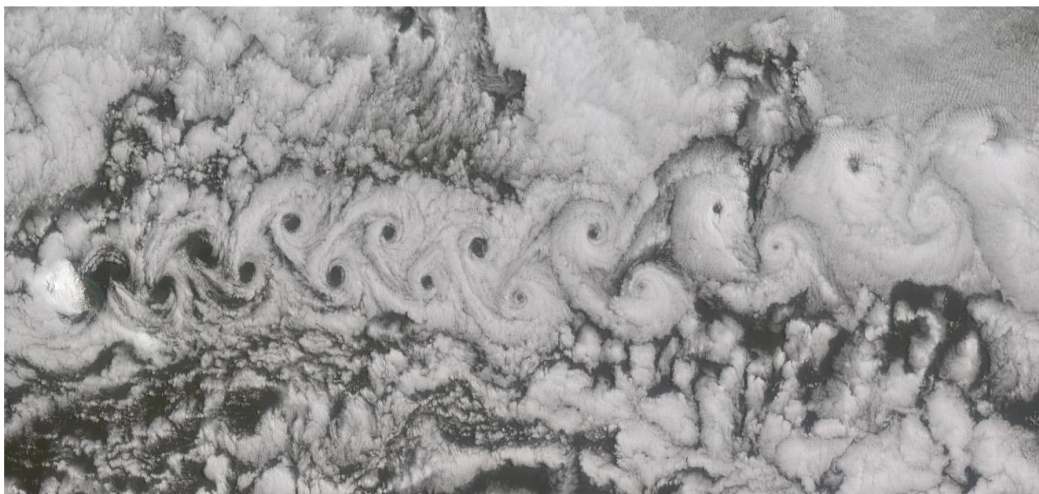
بررسی تناوبی ناحیه گردابه‌ای پشت جسم برای اولین بار توسط استورووال انجام گرفت. بر طبق تحقیقات وی می‌توان پدیده پخش گردابه را با عدد بدون بعدی به نام عدد استورووال^{۲۱} به صورت زیر تعریف نمود:

رابطه (۲-۱) :

$$\frac{fl}{u} = st$$

در رابطه فوق f فرکانس یک سیکل کامل پخش گردابه، L مشخصه‌ای از بُعد جسم که عمود بر جریان متوسط سیال و u سرعت سیال می‌باشد.

نمونه‌هایی از انواع گردابه را در طبیعت می‌توان یافت، از جمله گردابه‌های بزرگی که گاهی به طور اتفاقی در جریان‌های اقیانوسی در پایین‌دست جزایر رخ می‌دهد را می‌توان با مقیاس کوچک‌تر در کارهای آزمایشگاهی مشاهده نمود، به عنوان مثال می‌توان به عکس‌های گرفته شده در شکل (۳-۲) اشاره کرد. این شکل گردابه‌های جوی را نشان می‌دهد. این جریان‌های گردابه‌ای ماهواره در شکل زیر در ارتفاع ۱۲۰۰ متری از ساحل مکزیک به وجود آمده‌اند.

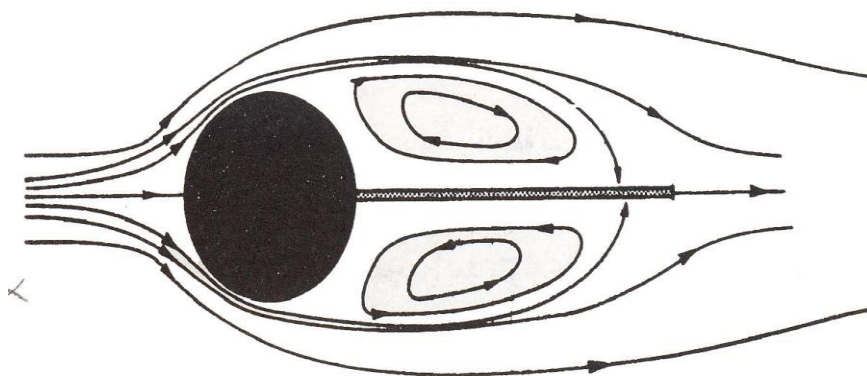


شکل (۳-۲) : گردابه های جوی [۲۳]

در مسائل کاربردی، در مواردی لازم است که گردابه‌های ایجاد شده در پشت اجسام جریان‌بند را کنترل نموده و نیروی پسا را کاهش داد. بنابراین لازم به نظر می‌رسد که به نوعی با تشکیل این جریان‌ها مقابله

^{۲۱}Strouhal number

کنیم. برای درهم شکستن این دنباله گردابه‌ها، از جمله می توان با قراردادن یک صفحه جداکننده^۱ در نزدیکی جایی که این جریان‌ها روی بدنه تولید می‌شوند، از تداخل جریان جلوگیری کرده و موجب برقراری آرامش در تمام ناحیه عبور جریان شویم. به طور کیفی اثر حضور صفحه همانند اثر دراز کردن بدنه در راستای جریان می‌باشد و به طور تقریبی مانند این است که جسم به صورت یک ایرفویل متقارن درآمده باشد. به دنبال این تغییر در ابعاد بدنه، مشاهده می‌شود که در اجسام کشیده شده در جهت موازی جریان، منطقه دنباله باریک شده و در نتیجه به میزان قابل توجهی از تشکیل گردابه باهم جلوگیری می‌شود.



شکل (۲-۴) : نحوه استفاده از صفحه جداکننده برای جلوگیری از جریان‌های متقاطع

در اعداد رینولدز بالا جریان پس از برخورد با جسم از هم جدا می‌شود و نهایتاً ناحیه گردابه‌ای بزرگی در پشت جسم به وجود می‌آید.

با افزایش عدد رینولدز، محل جدایش جریان اطراف اجسام با سطح مقطع مربع یا مستطیل، از گوشه‌های فرار به لبه حمله جسم منتقل می‌شود. در اجسام مستطیل شکل در اعداد رینولدز بالا و در صورت طویل بودن ابعاد جسم در امتداد جریان، ممکن است گردابه‌های تشکیل شده در لبه‌های حمله جسم مجدداً به روی دیوارهای جسم بازگشته و بار دیگر در لبه‌های فرار جسم، نیز مشاهده شود و خطوط جریان به سمت جدایش پیش رود. همان گونه که در شکل ۱-۲ سرعت پس از برخورد با مستطیل از هم جدا شده، ولی دوباره با

^۱Splitter Plate

پیوستن به دیواره، بار دیگر در انتهای مستطیل جدایش خطوط جریان اتفاق می‌افتد. بنابراین ملاحظه می‌شود که نه تنها طول ضلع جسم جریان‌بند در مقابل جریان سیال، بر ناحیه چرخشی تشکیل شده در پشت جسم تأثیر دارد، بلکه طول ضلع موازی با خطوط جریان و همچنین شکل کلی جسم، نقش اساسی در نحوه تشکیل ناحیه گردابه‌ای پشت جسم ایفا می‌کند، یعنی طول بزرگتر جسم در جهت عمود بر جریان سیال قرار بگیرد، پخش گردابه با مشخصاتی قوی‌تر رخ می‌دهد.

۲-۴) کاربرد جریان‌بندها در مهندسی:

بیش از یکصد سال پیش تاکنون جریان حول اجسام جریان‌بند توجه بسیاری از کارهای تحقیقاتی را به خود جلب کرده است [۲۵]. موضوع جریان حول این اجسام و پدیده پخش گردابه ناشی از آن، به خاطر وجود کاربردهای عملی در مهندسی از اهمیت زیادی برخوردار است. شروع این فعالیت‌های تحقیقاتی به سال ۱۸۷۸، زمانیکه استوروهال [۲۶] مقاله خود در مورد صدای وزوز کابل‌ها، که به علت پخش گردابه بود را منتشر کرد، برمی‌گردد.

در صنعت، کاربردهای متعددی برای این‌گونه اجسام می‌توان مشاهده نمود. از جمله کاربردهای عملی این نوع جریان می‌توان به جریان حول دودکش‌ها، ساختمان‌ها و سازه‌های بلند، سازه‌های دریایی، پل‌های معلق، برج‌ها، دکل‌ها و وسایل اندازه‌گیری جریان اشاره کرد. عدم تقارن جریان گردابه‌ای نزدیک جسم در طول زمان، موجب تولید نیروهای برآ و پسای نوسانی شده که می‌تواند باعث ارتعاش در جسم شود. به همین علت سازه‌ها بایستی به گونه‌ای طراحی شوند تا از قدرت فاجعه‌آمیز نوسانات تولیدشده جریان در امان بمانند. طراحی مجموعه ساختمان‌ها و آسمان‌خراش‌ها به گونه‌ای صورت می‌گیرد که اتلاف حرارت و ته‌نشینی گرد و غبار حداقل شود.

خنک‌کاری قطعات الکترونیکی نمونه دیگری از جریان حول اجسام جریان‌بند است که به منظور کاهش دمای قطعه مورد نظر کاربرد دارد. این تجهیزات در واقع منابع گرمایی هستند که در صورت گرم‌شدن بیش

از حد، عملکرد دراز مدت و قابل اعتماد خود را از دست می‌دهند. قرار گرفتن اجسام جریان‌بند در برابر جریان، موجب ناپایداری جریان شده و سیال را مخلوط می‌کند و شدت انتقال حرارت از جسم جریان‌بند به جریان افزایش می‌یابد. به همین علت از اجسام جریان‌بند به عنوان تولیدکننده اغتشاش در مبدل‌های حرارتی برای افزایش شدت انتقال حرارت استفاده می‌شود. طبیعت جریان مشخص‌کننده عملکرد نیروهای مؤثر وارد بر جسم جریان‌بند، ارتعاش آن و همچنین شدت انتقال حرارت از جسم جریان‌بند است. در این راستا، موضوعات اساسی که اغلب اندازه‌گیری و محاسبه می‌شوند، متغیرهای میدان و کمیت‌هایی از قبیل ضرایب برآ و پسا، عدد استوروهال و عدد ناسلت هستند. طبیعت تناوبی پخش گردابه می‌تواند موجب نوساناتی در نیروهای برآ و پسا شده و بارهای دینامیکی بر سازه اعمال نماید، که منجر به ایجاد ارتعاش در سازه شود. جریان گردابه‌ای نامتقارن نزدیک جسم و ارتعاش به وجود آمده توسط گردابه‌ها، یکی از نگرانی‌های اصلی در مورد سازه‌هایی است که در معرض جریان قرار دارند. همراهی نیروهای نوسانی و پخش تناوبی گردابه می‌تواند موجب ایجاد سروصدا و ارتعاشاتی در سازه شود که در بعضی مواقع این ارتعاشات باعث پدیده تشدید^۴ شده و تخریب سازه‌ها را به دنبال خواهد داشت [۲۵].

گردابه‌ها ممکن است در حمل و نقل هوایی مانند بال هواپیماها، منجر به کاهش سقف پروازی، افت برآ و افزایش پسا (و بطور کلی کاهش نسبت برآ به پسا)، افزایش زمان مانور و افزایش مصرف سوخت گردد. طراحی بال‌ها و سطوح کنترلی باید طوری باشد که در موقعیت‌های پروازی مختلف، گردابه کمتری بر روی بال و حول هواپیما ایجاد شود. همچنین در زمینه‌های نظامی نیز مشکلات این اثر (گردابه‌ها) قابل ملاحظه است. در هواپیمای جنگنده، گردابه‌ها موجب کاهش مانورپذیری، کاهش سقف پروازی و کاهش ماخ پروازی می‌گردد. بدین سبب طراحی بال و بدنه این جنگنده‌ها باید طوری باشد که در زوایای حمله و زوایای جنب‌بالا، حتی‌الامکان جدایش صورت نگیرد و یا به میزان خیلی کم جدایش جریان و گردابه داشته باشیم.

۲-۵) آشنایی با پدیده میدان جریان در اطراف اجسام:

مشخصه میدان جریان تابعی از شکل جسم است. هر چقدر هندسه سطح ساده‌تر باشد (مانند کره و استوانه) پیچیدگی‌های میدان جریان نیز کمتر است. طبیعت جریان روی اجسام به شدت وابسته به مقدار عدد رینولدز است که آیا $Re < 1$ است و یا $Re > 1$ می‌باشد.

در جریان‌های خارجی که اندازه جسم متوسط است و طول مشخصه در حدود $0.1\text{ m} < L < 1\text{ m}$ و سرعت بالادست نیز حدود $0.1\text{ m/s} < U < 1\text{ m/s}$ می‌باشد و سیال نیز دارای ویسکوزیته زیادی نیست (مانند هوا و آب)، عدد رینولدز حدود $10 < Re < 10000$ می‌باشد و لذا نیروی اینرسی بر نیروی لزجت غالب است. طبق قانون سرانگشتی در جریان‌های با $Re > 100$ ، اثرات اینرسی غالب است و برای $Re < 1$ ، اثرات ویسکوزیته غالب می‌باشد. به عنوان مثال در ته‌نشینی آرام آلودگی در دریاچه‌ها، به دلیل قطر کوچک ذرات و سرعت پایین ته‌نشینی، عدد رینولدز کوچک است و اثرات ویسکوزیته غالب است. همچنین برای اجسامی که درون نفت با ویسکوزیت بالا حرکت می‌کنند، به دلیل بزرگ بودن μ ، عدد رینولدز کوچک است. در سال ۱۹۰۴، پرائنتل مفهوم لایه مرزی را بیان کرد و به این وسیله ارتباط مهمی میان جریان سیال ایده‌آل و جریان سیال واقعی به وجود آمد. برای سیالاتی که ویسکوزیته نسبتاً کمی دارند، اثر اصطکاک داخلی در سیال تنها در ناحیه باریکی از محیط که مرز سیال را تشکیل می‌دهد، قابل توجه است و لذا خارج از این ناحیه باریک در دور از مرزهای جامد، باید جریان را ایده‌آل در نظر گرفت. روابط موجود در ناحیه لایه مرزی را می‌توان از معادلات کلی برای سیالات ویسکوز محاسبه کرد ولی استفاده از معادله مومنتم امکان یافتن معادلات تقریبی جهت رشد لایه مرزی و نیروی دراگ را فراهم می‌سازد.

وقتی که حرکت در یک سیال که دارای لزجت بسیار کم است آغاز می‌شود، جریان در لحظه اول اساساً غیرچرخشی خواهد بود. از آنجا که سیال در مجاورت مرزهای جامد نسبت به دیگر نقاط دارای سرعت صفر است، گرادیان سرعت از مرزها تا جریان سیال آزاد زیاد می‌باشد. گرادیان سرعت در یک سیال واقعی در نزدیکی نیروهای برشی مرزی شروع می‌شود و سرعت جریان نسبت به مرز را کاهش می‌دهد. آن لایه از سیال که

تحت تأثیر برش مرزی سرعت خود را دارد، لایه مرزی نامیده می‌شود. سرعت در لایه مرزی به طور متقارن به سمت سرعت جریان اصلی میل می‌کند. لایه مرزی در انتهای جریان بالادست خطوط جریان حتی در حالت یکنواخت نیز بسیار نازک است. وقتی که این لایه حرکت کند، عملکرد مداوم تنش برشی تمایل به متوقف کردن ذرات اضافی سیال دارد و در نتیجه با افزایش فاصله نسبت به جریان بالادست، ضخامت اولیه لایه مرزی افزایش خواهد یافت. همچنین سیال در لایه مورد نظر تحت گرادین فشار قرار می‌گیرد که به کمک جریان پتانسیلی محاسبه می‌شود. حاصل عمل در صورتی که فشار در جریان پایین دست زیاد باشد، کاهش مومنتم (گرادین فشار معکوس) خواهد بود. جریان در خارج از لایه مرزی ممکن است باعث ورود مومنتم به لایه شود. برای مرزهای بالادست سطوح صاف، لایه مرزی به صورت لایه مرزی آرام شروع می‌شود که در آن ذرات سیال در لایه‌های صاف و یکنواخت حرکت می‌کنند. با افزایش ضخامت لایه مرزی آرام، ناپایداری لایه افزایش خواهد یافت و نهایتاً به لایه مرزی متلاطم تبدیل می‌شود که در آن ذرات سیال در مسیرهای تصادفی حرکت می‌کنند، گرچه سرعت آنها به دلیل لزجت در مرز کاهش می‌یابد. وقتی که لایه مرزی متلاطم شد، هنوز لایه بسیار نازکی در مجاورت مرز وجود دارد که دارای حرکت آرام است که آن را زیرلایه آرام می‌نامند.

تعاریف مختلفی برای ضخامت لایه مرزی پیشنهاد شده است. ابتدایی‌ترین تعریف به جابجایی جریان اصلی به دلیل کندشدن حرکت ذرات سیال در ناحیه مرزی، برمی‌گردد. این ضخامت، δ_1 را ضخامت جابجایی^{۴۳} می‌نامند که با رابطه (۲-۲) معرفی می‌شود.

$$U \delta_1 = \int_0^{\delta} (U - u) dy \quad \text{رابطه (۲-۲) :}$$

ضخامت لایه مرزی، فاصله‌ای است که نسبت به نقطه‌ای با $u/U=0.99$ تعیین می‌شود.

در ادامه جریان روی یک صفحه موازی با جهت سرعت بالادست به عنوان جریان روی اجسام با لبه نازک و روی یک استوانه به عنوان جسم با لبه پهن در نظر گرفته می‌شود.

^{۴۳}Displacement thickness

۲-۵-۱) جریان روی اجسام با لبه نازک^{۴۴}

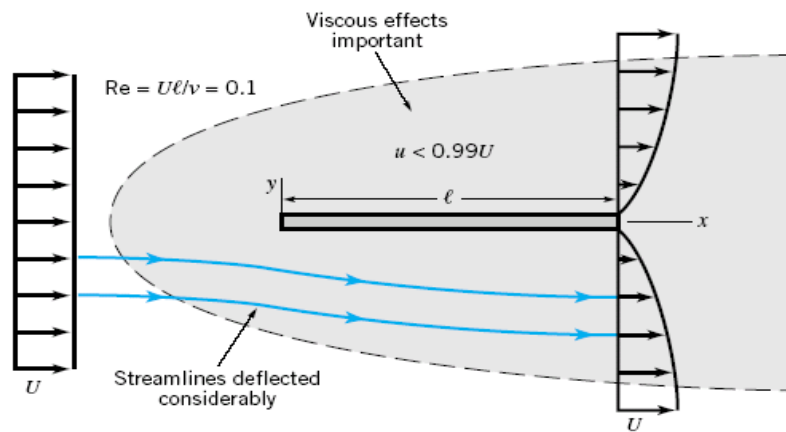
صفحه‌ای با طول ℓ و موازی با سرعت بالادست را در نظر بگیرید. برای سه حالت $Re = \frac{\rho U \ell}{\mu}$ برابر با

۱۰، ۰/۱ و 10^7 مطابق شکل (۲-۵) بررسی صورت می‌گیرد. اگر عدد رینولدز، کوچک باشد، اثرات ویسکوزیته نسبتاً قوی است و صفحه روی جریان یکنواخت بالادست در جهت‌های جلو، بالا، پایین و عقب اثر می‌گذارد. آن بخشی از میدان جریان که سرعت کمتر از یک درصد مقدار اصلی آن تغییر می‌کند (یعنی $U-u < 0.01U$)، در فواصل نسبتاً دوری از صفحه قرار دارند. در واقع در اعداد رینولدز کوچک، اثرات ویسکوزیته در فواصل دور از جسم در تمام جهات حس می‌شود (شکل ۲-۵ الف).

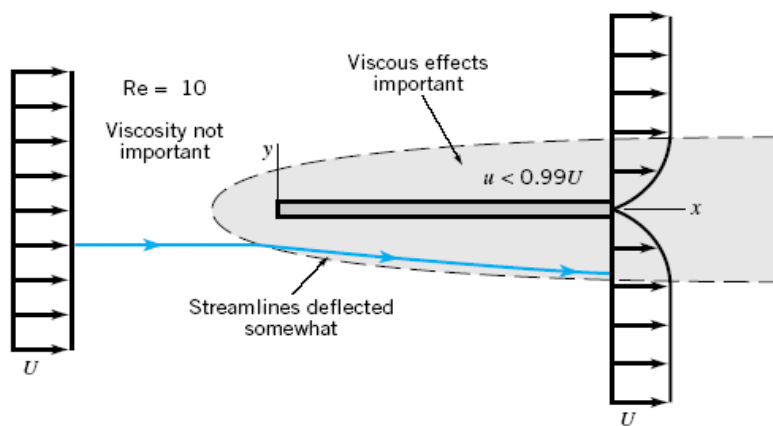
با افزایش عدد رینولدز (برای مثال، افزایش U)، ناحیه‌ای که در آن اثرات ویسکوزیته اهمیت دارد، در تمام جهات به جز پایین‌دست کوچک‌تر می‌شود (شکل ۲-۵ ب). در این حالت خطوط جریان از مسیر اصلی خود در شرایط جریان بالادست منحرف شده اما میزان انحراف مانند قسمت الف زیاد نیست.

اگر عدد رینولدز بزرگ (نه بی‌نهایت) باشد، اثرات اینرسی غالب است و اثرات ویسکوزیته تنها در ناحیه خیلی نزدیک به سطح اهمیت دارند (شکل ۲-۵ ج). از آنجا که ویسکوزیته سیال صفر نیست، سیال طبق شرط عدم لغزش باید به سطح جامد بچسبد. لذا یک ناحیه لایه مرزی نازک به ضخامت $\delta = \delta(x) \ll \ell$ وجود دارد که ضخامت آن نسبت به طول صفحه خیلی کم است. این لایه در مجاورت صفحه است و سرعت سیال در آن از مقدار بالادست $u = U$ تا سرعت صفر روی صفحه تغییر می‌کند. در ابتدای صفحه، ضخامت لایه مرزی صفر است و در جهت جریان ضخامت آن افزایش می‌یابد. جریان درون لایه مرزی می‌تواند با توجه به پارامترهای مختلف آرام یا درهم باشد. در عدد رینولدز زیاد، خط جریان خارج از لایه مرزی تقریباً موازی با صفحه است. در واقع حضور صفحه اثر خیلی کمی روی خط جریان خارج از لایه مرزی دارد.

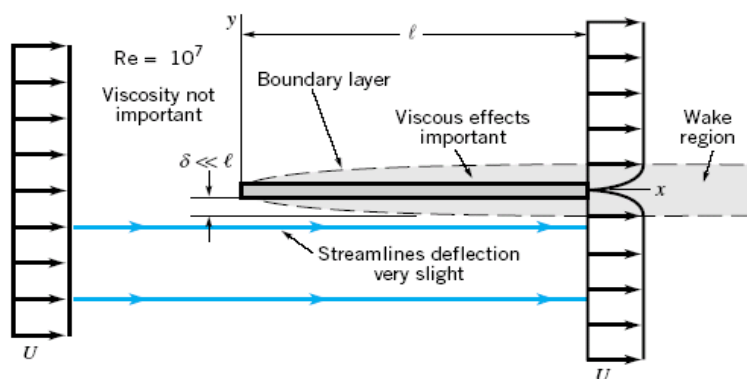
^{۴۴}Streamlines bodies



(الف)



(ب)

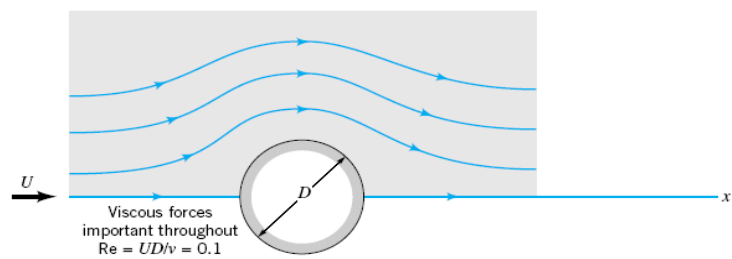


(ج)

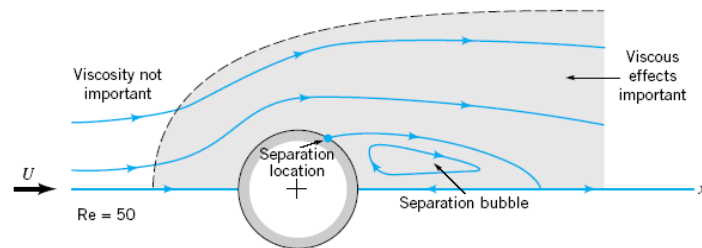
شکل (۲-۵ الف، ب، ج): بررسی جریان پایا و ویسکوز روی یک صفحه تخت موازی با جریان در رینولدزهای مختلف

۲-۵-۲) جریان روی اجسام با لبهٔ پهن^{۴۵}

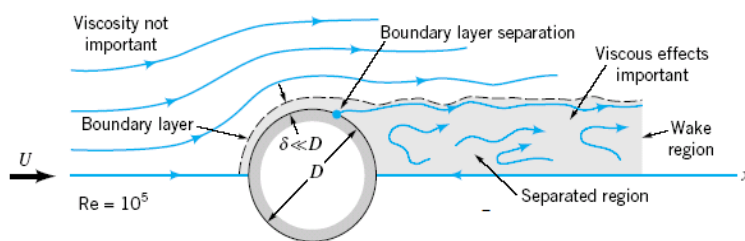
هنگامی که سیال از روی اجسامی با لبهٔ پهن^{۴۶} استوانه عبور می‌کند، می‌تواند دارای اعداد رینولدز متفاوتی باشد. به طور کلی هر چقدر عدد رینولدز بزرگ‌تر باشد، ناحیه‌ای از میدان جریان که در آن اثرات ویسکوزیته مهم هستند، کوچکتر است. برای اجسامی که خیلی دارای لبه نازک نیستند، مشخصه دیگری از جریان نیز مشاهده می‌گردد که جدایش جریان نام دارد (شکل ۲-۶). در این حالت بعد مشخصه در تعریف عدد رینولدز، قطر استوانه (D) است.



الف



ب



ج

شکل (۲-۶ الف، ب، ج): مشخصات جریان پایا و ویسکوز روی یک استوانه در رینولدزهای مختلف

^{۴۵}Blunt Bodies
^{۴۶}blunt

اگر جریان با عدد رینولدز کوچک $\left(Re = \frac{UD}{\nu} < 1 \right)$ از روی استوانه‌ای عبور کند، در این حالت به دلیل حضور استوانه، اثرات ویسکوزیته در سرتاسر ناحیه نسبتاً بزرگی از میدان جریان حس می‌شود. مطابق شکل (۶-۲ الف)، برای $Re = UD/\nu = 0.1$ اثرات ویسکوزیته تا چندین برابر قطر در تمام جهات اطراف استوانه مهم است. مطابق این شکل، خطوط جریان نسبت به محور استوانه، متقارن هستند. با افزایش عدد رینولدز (شکل ۶-۲ ب)، ناحیه جلوی استوانه که در آن اثرات ویسکوزیته با اهمیت است، کوچک‌تر می‌شود به طوری که ناحیه ویسکوز تنها در فاصله کوتاهی از جلوی استوانه گسترش می‌یابد. با افزایش بیشتر عدد رینولدز (شکل ۶-۲ ج)، اثرات اینرسی سیال مهم‌تر می‌شود و در بعضی موقعیت‌ها خط جریان روی جسم به گونه‌ای است که نمی‌تواند مسیر منحنی اطراف جسم را دنبال کند و از روی جسم بلند می‌شود. نتیجه این مسأله، حباب‌های جدا شده پشت استوانه است که در آن مقداری از سیال به سمت بالادست و در واقع مخالف جهت جریان بالادست حرکت می‌کند. با افزایش عدد رینولدز، ناحیه ویسکوز به پایین‌دست جریان رانده می‌شود که لایه مرزی نازک $(\delta \ll D)$ روی قسمت جلویی استوانه وجود دارد و یک ناحیه جریان‌های حلقوی نامنظم در قسمت پایین‌دست استوانه رخ می‌دهد. جریان در خارج از لایه مرزی و ناحیه جریان‌های حلقوی، مانند جریان بدون ویسکوز است. گرادیان سرعت در لایه مرزی و نواحی جریان‌های حلقوی خیلی بیشتر از بقیه نواحی میدان جریان است. از آنجا که تنش‌های برشی (یعنی اثرات ویسکوزیته) حاصل ضرب ویسکوزیته سیال و گرادیان سرعت هستند، اثرات ویسکوزیته به لایه مرزی و ناحیه جریان‌های حلقوی محدود می‌شود.

۶-۲ روش‌های کنترل لایه مرزی :

به طور کلی برای بهینه سازی جریان اطراف اجسام بایستی به طریقی لایه مرزی اطراف جسم را کنترل نمود. روش‌های کنترل لایه مرزی در دو گروه روش‌های فعال و غیرفعال تقسیم‌بندی می‌شوند. روش‌های غیرفعال معمولاً بار وزنی چندانی نداشته و از طرفی دیگر به مصرف انرژی نیاز ندارند. این روش‌ها دارای عیب

بزرگی هستند که با تغییر شرایط جریان مانند افزایش عدد رینولدز، تغییرات زاویه حمله در پره‌ها و... کارآیی خود را از دست داده و حتی در برخی موارد، روی کارآیی اثری منفی دارند. در مقابل روش‌های کنترل غیرفعال، روش‌های کنترل فعال قرار دارند که در مواقع لزوم قادر به قطع شدن هستند. از جمله معایب روش‌های کنترل فعال این است که به وزن اضافی و مصرف انرژی نیاز دارند. در زیر به اختصار این روش‌ها معرفی می‌شوند [۲].

۲-۶-۱) روش‌های فعال :

از مهم ترین روش‌های فعال کنترل لایه مرزی می‌توان به روش‌های زیر اشاره نمود:

الف) حرکت جدار جامد

ب) شتاب دادن به حرکت در لایه مرزی (دمش)

ج) مکش

د) جلوگیری از تبدیل به جریان متلاطم با اتخاذ شکل‌های مناسب

الف) حرکت دیوار جامد:

واضح ترین روش برای جلوگیری از جدایی جریان این است که سعی کنیم از تشکیل لایه مرزی جلوگیری نماییم. چون لایه مرزی بر اثر اختلاف سرعت سیال و سرعت دیوار تشکیل می‌شود، می‌توان با از بین بردن این اختلاف سرعت، مانع تشکیل لایه مرزی گردید. لذا می‌توان با به حرکت درآوردن دیوار به همراه جریان به این امر جامه عمل پوشاند. ساده ترین راه دستیابی به این نتیجه عبارت است از عبور یک جریان بر روی یک استوانه با مقاطع دایره در حال چرخش. در طرف بالای سیلندر که جریان و استوانه در یک جهت حرکت می کنند، جدایی جریان کاملاً متوقف شده است. به علاوه در طرف پایین که جهت حرکت سیال بر خلاف حرکت دیوار جامد می‌باشد، جدایی جریان تنها به صورت ناقص اتفاق می‌افتد. به طور کلی شکل جریان در این حالت تقریباً مانند شکل جریان بدون اصطکاک بر روی یک استوانه دوار با مقطع دایره می‌باشد. جریان نیروی نسبتاً بزرگی در جهت عمود بر جهت متوسط سیال براستوانه وارد می‌کند. این پدیده را بعضاً اثر مگنس

می‌نامند. این اثر را می‌توان در هنگام زدن راکت به توپ تنیس مشاهده کرد. در نتیجه، این روش کاربردهای عملی زیادی ندارد [۲].

ب) شتاب دادن به حرکت در لایهٔ مرزی (دمش):

روش دیگری که برای جلوگیری از جدایی جریان به کار می‌رود عبارت است از وارد کردن انرژی اضافی به ذرات سیال که در لایهٔ مرزی در حال کندشدن هستند، می‌باشد. برای رسیدن به این نتیجه می‌توان سیال را از قسمت داخلی جسم به کمک یک وزنهٔ مخصوص خارج نمود. راه دیگر این است که انرژی لازم را مستقیماً از جریان اصلی گرفت. روش دوم را می‌توان با متصل کردن ناحیهٔ کندشونده به ناحیه‌ای با فشار بیشتر از طریق یک فضای خالی در بال انجام داد. در هر دو حالت انرژی اضافی به ذرات سیال در لایهٔ مرزی نزدیک دیواره داده می‌شود. ذرات سیال شتاب می‌گیرند و خطر جدایی تخفیف می‌یابد. در هر حال وقتی سیال خارج می‌شود، راندمان عملی ناچیز است، زیرا عرض جت تشکیل شده باید کوچک نگه داشته شود تا انرژی لازم کاهش یابد. اما تحت چنین شرایطی در فاصلهٔ کوتاهی بعد از مقطع خروجی، جت در گرداب‌ها حل می‌شود. به علاوه وقتی سیال از لایهٔ مرزی خارج می‌شود جریان آرام حتماً به جریان متلاطم تبدیل می‌شود و این پدیده غالباً نامطلوب است، مخصوصاً وقتی که جسم مانند ایرفویل هواپیمای مدرن دارای نیروی کشش کمی باشد [۲].

ج) مکش:

منظور از مکش خارج کردن ذرات سیال کندشونده از لایهٔ مرزی است قبل از اینکه این ذرات فرصتی برای جدایی جریان به دست آورند. یک لایهٔ مرزی جدید که قادر است گرادیان فشار منفی معینی را تحمل نماید به وجود می‌آید. کاربرد مکش اولین بار به وسیله پرناتل امتحان شد، بعدها در سطح وسیعی برای ایرفویل هواپیما مورد استفاده قرار گرفت. با اعمال مکش افزایش فشار بسیاری بر روی سطح فوقانی ایرفویل هواپیما در زوایای ورودی (حمله) بزرگ اتفاق می‌افتد. افزایش فشار مترادف با فشار مطلق کمتر و در نتیجه نیروی

خیزش ماکزیمم بسیار بیشتر می باشد. اسکرنگ^{۴۷} تعداد زیادی از درزهای مکش را در وضعیت‌های مختلف بررسی نمود و اثر آنها را بر حداکثر خیزش به دست آورد. مکش بعدها برای کاهش نیروی کشش نیز به کار رفت. با انتخاب ترتیب مناسبی برای درزهای مکش می‌توان نقطه تبدیل را در لایه مرزی در جهت جریان که منجر به کاهش ضریب کشش می‌شود را کاهش داد، زیرا کشش آرام اساساً کوچک‌تر از کشش متلاطم است [۲].

د) جلوگیری از گذر به وسیله شکل‌های مناسب، بال آرام:

تبدیل جریان آرام به جریان متلاطم را می‌توان با استفاده از اجسامی با شکل‌های مناسب به تأخیر انداخت. در اینجا نیز مانند مکش، هدف این است که نیروی اصطکاکی را با حرکت دادن نقطه تبدیل در جهت جریان کاهش دهیم. دیده شده است که موقعیت نقطه تبدیل در لایه مرزی شدیداً متأثر از گرادیان فشار در جریان خارجی است. با کاهش فشار، تبدیل در اعداد رینولدز بسیار کوچک‌تری واقع خواهد شد. کاهش فشار اثر بسیار پایدارکننده‌ای بر لایه مرزی دارد. افزایش فشار در طول جریان اثر معکوس دارد. این وضعیت در بال‌های مدرن با نیروی کشش کم به کار می‌رود. نتیجه مطلوب با جابه‌جا کردن مقطع ضخامت ماکزیمم به نقطه‌ای دور در قسمت عقب عاید می‌گردد. به این ترتیب قسمت بزرگی از بال متأثر از فشاری است که در جهت جریان کاهش می‌یابد و لایه مرزی آرام نگه داشته می‌شود [۲].

۲-۶-۲) روش‌های غیرفعال :

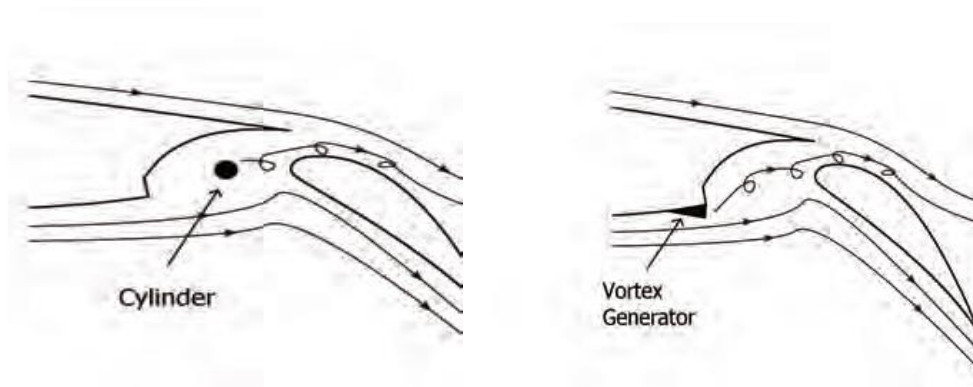
تغییرات هندسی در ایرفویل‌ها به عنوان روش کنترل غیرفعال جریان برای بهبود عملکردهای آیرودینامیکی مورد توجه محققان قرار گرفته است و همواره روش‌های کنترل غیرفعال جریان نسبت به روش‌های کنترل فعال جریان دارای هزینه‌های کمتری بوده و ساخت ساده‌تری دارند. در واقع در روش کنترل

غیرفعال با ایجاد اصلاحات هندسی از سطحی با شکل خاص و یا افزودن مواد ویژه‌ای به سیال اصلی، لایه مرزی تشکیل شده حول ایرفویل دچار تغییراتی می‌شود که منجر به تغییراتی در عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل می‌شود. براین اساس تغییرات هندسی زیادی تاکنون مطرح شده است [۲۷].

از مهم‌ترین روش‌های غیرفعال کنترل لایه مرزی می‌توان به روش‌های زیر اشاره نمود:

الف) صفحات مولد گردابه

ب) نصب سیلندر



شکل (۲-۷): روش‌های کنترل غیرفعال [۱۶]

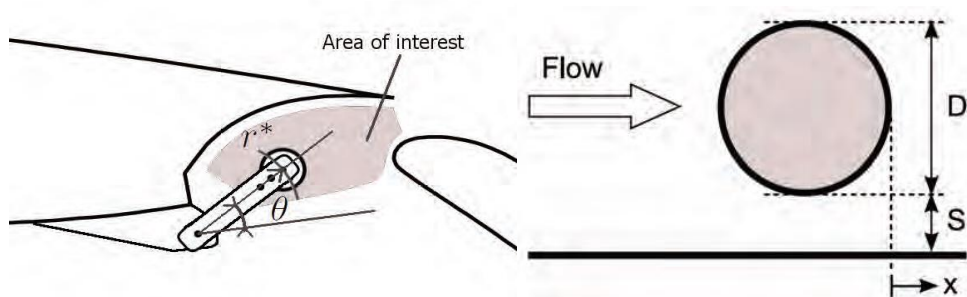
الف) صفحات مولد گردابه:

در این روش با استفاده از صفحات کوچک مستطیلی شکل می‌توانیم گردابه‌هایی کوچک در سطح جسم به وجود آوریم که نتیجه آن افزایش انرژی جریان است که باعث می‌شود جدایش جریان به تأخیر بیفتد و در نتیجه شاهد افزایش برآ و کاهش پسا بر روی ایرفویل باشیم. این صفحات مستطیلی شکل با زوایای مشخص در یک خط بر روی ایرفویل یا قسمت زیرین ایرفویل در ورودی شکاف بین ایرفویل و بالچه قرار گرفته‌اند، که باعث چرخش جریان بر روی بال می‌شود. در واقع جهت جریان به وسیله این روش تغییر می‌کند و حاصل برهم‌کنش همه این صفحات یک چرخش را در سطح بال ایجاد می‌کند. معمولاً برای عملکرد این صفحات آنها را در دو خط موازی با هم قرار می‌دهند که نتیجه آن کاهش ناحیه شامل جدایش به کمترین مقدار خود

است. اهمیت این صفحات در انتهای بال بیشتر می شود چرا که سطوح کنترل انتهای بال در هدایت هواپیما بسیار حساس هستند و کوچک ترین نقصی در آنها موجب آسیب به عملکرد هواپیما می شود [۲۷].

(ب) نصب استوانه (سیلندر):

نصب سیلندر در بال ها فقط در انتهای فلپ در قسمت لبه مورد آزمایش قرار گرفته شده است، این روش کنترل غیرفعال تقریباً مانند صفحات گردابه عمل می کند. یعنی این که با کشیدن خطوط جریان در نزدیکی روی سطوح بال و تأخیر در جدایش و همچنین با گردابه در حال توسعه در شکاف استوانه ای شکل باعث کاهش پسا و افزایش نیروی برآ می شود. انتخاب قطر سیلندر و موقعیت آن در عملکرد سیلندر از اهمیت کلیدی برخوردار می باشد. تفاوت این روش با روش نصب صفحات مولد گردابه در معادلات اساسی نظری است که جریان های گردابه در پشت یک جسم دایره ای متفاوت با جریان های تولید شده بر روی صفحات گردابه می باشد [۱۶].



شکل (۸-۲): روش کنترل غیرفعال (نصب سیلندر) [۱۶]

فصل ۳:

معادلات حاکم

۳-۱) مقدمه:

معادلات حاکم بر دینامیک سیالات از سه قانون بقای دینامیکی استخراج شده‌اند که این قوانین عبارت‌اند از قانون بقای جرم، قانون بقای اندازه حرکت خطی و قانون بقای انرژی. قانون بقای اندازه حرکت خطی در واقع همان قانون دوم نیوتون در حرکت بوده و قانون بقای انرژی نیز قانون اول ترمودینامیک می‌باشد. سایر قوانین دینامیکی و ترمودینامیکی نیز در هنگام استخراج معادلات مورد استفاده قرار گرفته و یا به عنوان قیدی به مسأله اضافه شده‌اند. قانون بقای جرم یک قانون کلی فیزیکی است که در دینامیک سیالات به علت وجود شارهای جرمی در حرکت سیال، مورد استفاده قرار می‌گیرد. به علت این که در دینامیک سیالات با حرکت ذرات بسیار زیادی روبه‌رو هستیم و هر کدام از این ذرات درجات آزادی بسیاری برای حرکت دارند، به همین دلیل مدل‌سازی ریاضی حرکت سیال بسیار پیچیده خواهد بود. این امر سبب شد تا دانشمندان به فکر استفاده از ابزارهای ریاضی دیگری، غیر از ابزارهای متعارف، جهت مدل‌سازی ریاضی سیستم‌های پیچیده‌ای مانند دینامیک سیالات بیافتند. یکی از روش‌ها که اخیراً توسعه یافته‌است، نظریه آشوب می‌باشد. البته این روش‌ها تاکنون تنها جنبه نظری داشته و در دینامیک سیالات مورد استفاده مهندسی و عملی نداشته‌اند [۱۶].

تاکنون استفاده از مدل‌سازی ریاضی دینامیک سیالات که مبتنی بر معادلات فیزیکی بقاست، به نسبت ساده‌ترین راه بررسی و تحلیل جریان سیال بوده است.

معادلات استخراج شده از قوانین بقا همان معادلات ناویر-استوکس می‌باشند. این معادلات شامل یک معادله بقای جرم، سه معادله بقای مومنتوم (در سه جهت مختصاتی) و یک معادله بقای انرژی می‌باشند. جهت بسته‌شدن سیستم معادلات یک معادله حالت که ارتباط بین پارامترهای ترمودینامیکی (مانند فشار و دما) را مشخص می‌سازد، باید به این معادلات اضافه شوند. معادلات ناویر-استوکس بر پایه فرضیاتی مانند پیوسته‌بودن سیال، عدم وجود تغییرات شیمیایی و... استوار هستند.

معادلات ناویر-استوکس در حالت دوبعدی شامل چهار معادله دیفرانسیل پاره‌ای غیرخطی می‌باشند. این معادلات در حالت کلی هیچ حل تحلیلی ندارند و تنها در موارد خاصی با هندسه‌های ساده و شرایط ویژه یک سری جواب‌های تحلیلی از این معادلات وجود دارد. البته واضح است که این موارد ارزش علمی و واقعی ندارند و در جهان واقع مسائلی که با آنها روبه‌رو هستیم دارای شرایط بسیار پیچیده‌تری بوده و به طبع حل تحلیلی معادلات حاکم این چنین سیستم‌ها ممکن نیست. تحلیل عددی تنها راه بررسی ریاضی چنین مسائلی می‌باشد.

در این تحقیق بخشی از هدف ما بررسی جریان‌های آشفته پشت سیلندر نیز می‌باشد. آشفتگی در جریان به دلایل مختلفی به وجود می‌آید. عواملی وجود دارند که سبب ایجاد ناپایداری در جریان شده که به آن آشفتگی اطلاق می‌شود. مثلاً هندسه‌ی مرزها، سرعت بالا و لزجت کم و... از این عوامل می‌باشند. آشفتگی با پدیده‌هایی مانند جدایش، ایجاد گردابه و... همراه است. در صورتی که معادلات ناویر-استوکس با دقت بالا و با استفاده از یک شبکه ریز حل شوند، انتظار داریم که پدیده آشفتگی را بتوانیم تسخیر نماییم. به دلیل وجود محدودیت‌های سخت‌افزاری این امر ممکن نمی‌باشد و لاجرم این پدیده‌های پیچیده را مدل و این مدل‌سازی را با معادلات حاکم بر جریان سیال ترکیب می‌کنیم. این روش سبب صرفه‌جویی بسیار در هزینه حل می‌شود.

در این فصل شکل و رفتار ریاضی معادلات ناویر-استوکس شرح داده شده و در مورد مدل‌سازی آشفتگی و ترکیب این مدل‌سازی با معادلات جریان بحث خواهد شد. همچنین شکل ریاضی مدل‌های آشفتگی متفاوت که در این تحقیق از آن استفاده می‌شود، شرح داده می‌شود.

پیشرفت سریع قدرت کامپیوتر و کاهش قیمت سخت‌افزار کامپیوتری، حل‌های عددی را به ابزاری ارزشمند تبدیل کرده است. در حل عددی، معادلات دیفرانسیل جزئی حاکم بر جریان، در مکان گسسته‌سازی شده و از یک روش گام زمانی، برای حل مشتق زمانی استفاده می‌شود.

(۲-۳) حالت کلی معادلات ناویر-استوکس^{۴۸}

حالت ناپایدار (تراکم‌پذیر) جریان ویسکوز سه‌بعدی توسط معادلات ناویر-استوکس توصیف می‌گردد. معادلات ناویر-استوکس سه مولفه در جهت‌های مختلف دارند (معادلات (۲-۳) و (۳-۳) و (۴-۳)). و برای حل آن به کمک معادلات پیوستگی و انرژی تمام مشخصه‌های جریان مشخص می‌شوند.

معادله انرژی را می‌توان همراه با رابطه ترمودینامیکی $E = c_v T$ و معادله حالت برای گاز ایده آل را می‌توان با رابطه $p = \rho RT$ تکمیل نمود. فرضیاتی که در معادلات استوکس در نظر گرفته می‌شود شامل این است که سیال نیوتنی و جریان پیوسته باشد.

معادله پیوستگی^{۴۹}

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقاء جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و در حالت کلی توسط معادله پیوستگی (۱-۳) بیان می‌گردد.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad (1-3)$$

مکانیک سیالات تنها با داشتن معادله پیوستگی مشخص نمی‌شود بلکه باید اصل بقاء اندازه حرکت یا قانون دوم نیوتون و اصل بقا انرژی را درباره آن بیان کرد. اندازه حرکت حاصل ضرب جرم در سرعت است. قانون دوم نیوتون بیان می‌کند که برآیند نیروهای خارجی که بر یک جسم اثر می‌کند، با تغییرات خالص مومنتوم برابر است. در حالت کلی این معادلات برای یک سیال نیوتنی به صورت معادلات (۲-۳) و (۳-۳) و (۳-۴) می‌باشند.

^{۴۸}Navier – Stokes Equations

^{۴۹}Continuity equation

$$\begin{aligned}
& \rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} \\
&= -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{V} + \gamma \mu \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right]
\end{aligned}
\tag{۲-۳}$$

$$\begin{aligned}
& \rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} \\
&= -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{V} + \gamma \mu \frac{\partial v}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right]
\end{aligned}
\tag{۳-۳}$$

$$\begin{aligned}
& \rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} \\
&= -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda \nabla \cdot \vec{V} + \gamma \mu \frac{\partial w}{\partial z} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \right]
\end{aligned}
\tag{۴-۳}$$

همچنین معادله انرژی داریم:

$$\begin{aligned}
& \rho \frac{\partial \left(e + \frac{V^2}{2} \right)}{\partial t} + \rho u \frac{\partial \left(e + \frac{V^2}{2} \right)}{\partial x} + \rho v \frac{\partial \left(e + \frac{V^2}{2} \right)}{\partial y} + \rho w \frac{\partial \left(e + \frac{V^2}{2} \right)}{\partial z} \\
&= \rho \dot{q} + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) - \nabla \cdot p \vec{V} + \frac{\partial (u \tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial (u \tau_{yx})}{\partial y} \\
&+ \frac{\partial (u \tau_{zx})}{\partial z} + \frac{\partial (v \tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial (v \tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial (v \tau_{zy})}{\partial z} + \frac{\partial (w \tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial (w \tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial (w \tau_{zz})}{\partial z}
\end{aligned}
\tag{۵-۳}$$

که در آنها تنش‌ها به صورت زیر می‌باشند.

$$\tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) \quad \tau_{xx} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}$$

$$\tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \quad \tau_{yy} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}$$

$$\tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \quad \tau_{zz} = \lambda (\nabla \cdot \vec{V}) + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}$$

۳-۳) فرضیات:

معادلات ناویر-استوکس، معادلات دیفرانسیل با مشتقات جزئی و غیرخطی می‌باشند و با توجه به اینکه در حالت‌های خاص حل تحلیلی دارند، در فرم کلی حل تحلیلی ندارد.

برای به‌دست آوردن حل تحلیلی باید فرضیاتی انجام شود که این ساده‌سازی‌ها بستگی به مسأله مورد بررسی بستگی دارد. شرایط جریان آزاد یکنواخت است و غیرقابل تراکم در نظر گرفته می‌شود. علاوه بر این، هنگام بررسی لایه مرزی، عرض بال بی‌نهایت فرض شده، بنابراین پدیده جریان را در یک بعد می‌توان نادیده گرفت. همچنین انحنای جسم کوچک فرض می‌گردد. پس انتقال (ناحیه گذار) صاف است. این فرضیات این مفهوم را می‌رساند که چگالی، ثابت و از معادله انرژی می‌توان چشم‌پوشی کرد. جواب‌های مسأله در حالت دائمی در نظر گرفته می‌شوند. همچنین بعد سوم مشتقات با توجه به تجزیه و تحلیل دوبعدی و انحنای کوچک طول وتر نادیده گرفته می‌شود.

پس از این فرضیات معادلهٔ بقاء جرم (۳-۱) به صورت زیر ساده می شود:

$$\rho \frac{\partial u}{\partial x} + \rho \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (3-6)$$

با توجه به نتایج در رابطه (۳-۶) و همچنین فرضیات در نظر گرفته شده، معادلات مومنوم در راستای x و y را بازنویسی می کنیم.

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \mu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}$$

$$\rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \mu \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} \quad (3-7)$$

۳-۴) معادلات جریان آشفته:

ابتدا معادلات را برای کمیت‌های لحظه‌ای، یعنی کمیت‌های متوسط به اضافهٔ کمیت‌های نوسانی می نویسیم. آن گاه از طرفین هر معادله متوسط گیری زمانی به عمل می آوریم [۱۹]. البته در این رابطه باید به این نکته توجه نمود که چنانچه تساوی برای معادلات لحظه‌ای برقرار باشد، این تساوی برای متوسط زمانی آن (برای دامنهٔ مشخصی از زمان) نیز برقرار خواهد بود. در نهایت معادلات را ساده سازی کرده تا جایی که کمیت‌های متوسط زمانی ظاهر گردند.

معادله پیوستگی برای جریان آشفته برای جریان تراکم پذیر داریم:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\bar{\rho} u_i) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho' u_i') = 0 \quad (8-3)$$

برای جریان تراکم ناپذیر از آنجایی که $\rho' = 0$ می باشد، معادله فوق به صورت زیر در خواهد آمد:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (9-3)$$

با توجه به روش فوق معادلات مومنتوم پس از متوسط گیری زمانی برای جریان آشفته به صورت زیر خواهد

شد:

$$\rho \left[\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \right] = \bar{B}_i - \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} - \rho \overline{u_i' u_j'} \right] \quad (10-3)$$

تنها تفاوت معادله مومنتوم فوق با معادله مومنتوم با کمیت های لحظه ای اضافه شدن عبارت آخر در سمت

راست معادله یعنی $\rho \overline{u_i' u_j'}$ می باشد. این عبارت را اصطلاحاً تنش آشفتگی یا تنش رینولدز می نامند. تنها

تفاوت معادلات جریان آرام با آشفته نیز فقط حضور همین عبارت می باشد. به طور کلی این عبارت از لحاظ

فیزیکی یک تنش نمی باشد بلکه بیانگر اثر تبادل اینرسی (مومنتوم) می باشد. فراموش نکنیم که این عبارت از

سمت چپ معادله مومنتوم یعنی جایی که با عبارت های اینرسی سر و کار داریم به سمت راست منتقل شده

است. بنابراین ریشه و بنیان این عبارت از جنس اینرسی مومنتوم می باشد.

۳-۵) مروری بر برخی از حل های عددی در جریان های آشفته:

سه حل عددی اصلی که برای محاسبه جریان های آشفته استفاده می شوند، عبارتند از: شبیه سازی عددی مستقیم یا DNS^۵، شبیه سازی گردابه های بزرگ یا LES^۶ و یک حل آماری بر پایه معادلات ناویر-استوکس میانگین گیری شده رینولدز یا RANS^۷.

۳-۵-۱) حل DNS :

حل DNS دقیق ترین حل شبیه سازی عددی جریان آشفته است که در آن، معادلات ناویر-استوکس بدون میانگین گیری یا تقریب حل می شوند. تمامی اتفاقات رخ داده در جریان حل شده و هیچ گونه مدل سازی انجام نمی شود. به عبارت دیگر، این حل جزئی ترین اطلاعات فیزیک جریان را نشان می دهد. DNS به عنوان ابزار تحقیق برای فهمیدن مکانیزم تولید آشفتگی، انتقال انرژی، اضمحلال، تولید نویز، کاهش دراگ و سایر جلوه های فیزیکی آشفتگی به کار می رود. در DNS تمام اضمحلال انرژی جنبشی که در کوچک ترین مقیاس ها اتفاق می افتد، باید در نظر گرفته شود. DNS یک شبیه سازی دقیق زمانی است و نیاز به حل کامل مسئله سه بعدی دارد، زیرا آشفتگی یک پدیده کاملاً سه بعدی است. با افزایش عدد رینولدز، گام زمانی نیز کاهش یافته و در نتیجه محاسبات بسیار زمانبر خواهد بود. بنابراین حل DNS برای مسائل مهندسی مناسب نبوده و تنها برای تحقیقات در مورد آشفتگی به کار می رود [۲۸].

۳-۵-۲) شبیه سازی گردابه های بزرگ (LES) :

در اعداد رینولدز بالا تعداد نقاط شبکه به شدت افزایش می یابد و لذا DNS به جریان هایی با اعداد رینولدز پایین محدود شده است. شبیه سازی گردابه های بزرگ LES با شبیه سازی مودهای فرکانس پایین در مکان

^۵Direct Numerical Simulation

^۶Large Eddy Simulation

^۷Reynolds Average Navier – Stokes

^۸Large Eddy Simulation

(گردابه‌های بزرگ) و مدل‌سازی تبادل انرژی با موده‌های فرکانس بالا (گردابه‌های کوچک) سعی بر غلبه بر این مشکل دارد. ایده اولیه LES شبیه‌سازی مقیاس‌های بزرگ آشفتگی که توسط هندسه یا شرایط مرزی جریان ایجاد شده‌اند و تقریب مقیاس‌های کوچک در نظر گرفته نشده با استفاده از یک مدل است. گردابه‌های کوچک که صریحاً شبیه‌سازی نمی‌شوند با استفاده از مدل مقیاس زیرشبکه ای^۴ SGS مدل می‌شوند. این مدل بر پایه فرضیه ایزوتروپیک بودن کوچک‌ترین مقیاس‌ها استوار است. LES کوچک‌ترین مقیاس طولی را حل نمی‌کند، اما آن‌ها را با استفاده از مدل SGS تقریب می‌زند. هدف مدل SGS حل اثر تنش‌های اضافه شده‌ای است که از فرآیند فیلتر کردن نتیجه شده‌اند [۲۸].

۳-۵-۳) معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز^۵ RANS:

رینولدز پیشنهاد کرد که کمیت‌های معادلات ناویر-استوکس می‌توانند به دو قسمت متوسط و نوسانی تقسیم شوند، که زمان میانگین‌گیری باید بزرگ‌تر از نوسان آشفتگی و کوچک‌تر از دوره تناوب نوسان جریان متوسط باشد.

اگر تجزیه رینولدز به معادلات ناویر-استوکس اعمال شود، نتیجه یک سری معادلات، معادل با معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری شده رینولدز خواهد شد. تفاوت میان این معادلات با معادلات اصلی این است که معادلات RANS شامل کمیت‌های متوسط‌گیری شده زمانی نیز است. در فرآیند میانگین‌گیری یک ترم اضافی تنش‌های رینولدز نیز تولید می‌شود که مجهول بوده و باید با استفاده از مدل‌سازی آشفتگی مدل شوند. دو مدل مجزا برای مدل‌سازی تنش‌های رینولدز وجود دارد که یکی از آنها مدل لزجت گردابه و دیگری مدل تنش رینولدز^۶ RSM می‌باشد. در مدل دوم تنش‌های واقعی حل می‌شوند، درحالی‌که در مدل اول فرضیه بوزینس برای تخمین تنش رینولدز به کار می‌رود. با اینکه مقیاس‌های کوچک جهانی هستند، مقیاس‌های

^۴Sub-grid scale

^۵Reynolds Average Navier –Stokes

^۶Reynolds stress model

بزرگ به شدت از هندسه تاثیر می‌پذیرند، توسعه مدلی که بتواند اثر کلی ناحیه وسیعی از مقیاس‌ها را به درستی بیان کند، مشکل است.

پیچدگی آشفتگی، بیان همه جریان‌های آشفته را با مدل RANS، غیرممکن ساخته و لذا سایر روش‌های حل مثل شبیه‌سازی گردابه‌های بسیار بزرگ، شبیه‌سازی نیمه‌قطعی و شبیه‌سازی گردابه‌های تفکیک‌شده می‌توانند مورد استفاده قرار بگیرند.

۳-۵-۴) تحقیق شبیه‌سازی گردابه‌های بسیار بزرگ:

امروزه بیشترین تمرکز تحقیقات شبیه‌سازی و مدل‌سازی جریان‌های آشفته بر روی توسعه راه‌های بستن معادلات است، به گونه‌ای که تنها مقیاس‌های حل نشده طیف انرژی را مدل‌سازی کنند. یک مدل آشفتگی لازم است که مقیاس‌های آشفته از بزرگ‌ترین گردابه‌ها تا مقیاس‌های کولموگروف را حل کند. تبعاً در این صورت کار بسیار مشکل خواهد بود و در این زمان (به علت هزینه محاسباتی بالا) غیر ممکن است که مدلی را ارائه کرد که برای تمامی پدیده‌ها و رژیم‌های جریان مخصوصاً حرکت ناپای گردابه‌ها مناسب باشد.

همان طور که پیش‌تر گفته شد حل LES بعد از حل DNS قدرتمندترین روش برای شبیه‌سازی جریان آشفته است. این حل قادر به تسخیر کلیه ساختارهای غیرایزوتروپیک جریان می‌باشد و تنها، کوچک‌ترین مقیاس‌های ایزوتروپیک را مدل می‌کند. اما با افزایش عدد رینولدز مقیاس‌های غیرایزوتروپیک کاهش می‌یابند و مورد حل قرار نمی‌گیرند و برای دقیق‌تر کردن شبیه‌سازی جریان باید شبکه ریز شود که حجم محاسباتی بالایی را می‌طلبد.

همان طور که در قسمت قبل بیان شد، حل RANS به علت هزینه محاسباتی روش‌های دیگر هنوز جایگاه خود را در مسائل صنعتی حفظ کرده است. در حال حاضر تحقیقاتی در حال انجام است تا روش‌هایی ارائه شوند که علی‌رغم افزایش دقت محاسبات، افزایش هزینه چندان در پی نداشته باشند.

جریان اطراف استوانه در اثر سطح یک جریان به اندازه کافی پیچیده برای محک زدن یک روش مدل سازی آشفته می باشد. همچنین با توجه به اینکه در کشور ما ایران مدتی است که به طراحی و ساخت شناورهای تندرو و اثر سطحی پرداخته می شود، بررسی دقت در این مدل سازی بسیار مورد توجه و مهم می باشد. معادلات RANS حاکم بر میدان جریان، به ترتیب معادلات پیوستگی، معادلات ناویر-استوکس متوسط گیری شده و معادلات مربوط به آشفته گی موجود در میدان جریان می باشند. در یک جریان تراکم پذیر، معادله انرژی و معادله حالت نیز به این معادلات افزوده می گردند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial u_i} (\rho u_i) = 0 \quad (11-3)$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial (\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i u_j) \\ &= -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \overline{u'_i u'_j}) \end{aligned} \quad (12-3)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial [u_i (\rho E + p)]}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} + u_i (\tau_{ij})_{eff} \right] \quad (13-3)$$

$$p = \rho R T \quad (14-3)$$

ترم تنش رینولدز $-\rho \overline{u'_i u'_j}$ موجود در سمت راست معادله (12-3) با استفاده از تقریب بوزینسک به گرادیان های سرعت موجود در میدان جریان متوسط مرتبط می شود. در معادله (13-3)، k بیانگر ضریب

هدایت حرارتی، E بیانگر انرژی کل و $(\tau_{ij})_{eff}$ بیانگر تانسور تنش Deviatoric بوده و به صورت رابطه (۳-۱۵) تعریف می‌گردد:

$$(\tau_{ij})_{eff} = \mu_{eff} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \mu_{eff} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \delta_{ij} \quad (۱۵-۳)$$

با توجه به اینکه دستگاه معادلات حاکم هنوز بسته نشده است (یعنی هنوز تعداد معلومات از تعداد مجهولات کمتر است) برای در نظر گرفتن تنش‌های رینولدزی از انواع مختلف مدل‌های آشفتگی می‌توان استفاده نمود.

۳-۶) فرمول‌بندی‌های مختلف معادلات ناویر-استوکس:

به طور کلی معادلات حاکم بر جریان تراکم‌ناپذیر، بسته به نوع متغیر وابسته، با دو فرمول‌بندی مختلف ارائه می‌شوند. فرمول‌بندی نخست، بر حسب متغیرهای اولیه فشار و سرعت است. دومین نوع فرمول‌بندی که آن را معادلات ورتیسیتی و تابع جریان می‌گویند، از معادلات ناویر-استوکس و همچنین تعریف ورتیسیتی و تابع جریان به دست می‌آید. این فرمول‌بندی، برای مسائل دوبعدی به کار برده شده است. علت آن، این است که تابع جریان برای جریان‌های دوبعدی (صفحه ای یا تقارن محوری) وجود دارد.

هریک از این فرمول‌بندی‌ها را می‌توان به صورت بعددار و یا بی‌بعد نوشت. همچنین می‌توان آنها را به شکل بقایی یا غیربقایی بیان کرد.

در فرمول‌بندی براساس متغیرهای اولیه، مجهولات همان متغیرهای اولیه هستند و هیچ متغیر واسطه‌ای تعریف نمی‌شود. تعمیم این فرمول‌بندی به حالت سه‌بعدی با کمترین مقدار پیچیدگی همراه است. در استفاده

از این فرمول‌بندی شرایط خاصی باید در نظر گرفته شود، بدین ترتیب که اگر معادلات به صورت معمولی در روش‌های عددی استفاده شوند جواب‌های غیرصحیح و نادرست به دست خواهند آمد که در روش‌های عددی تکنیک‌های خاصی برای برخورد با این مسئله وجود دارد. به عنوان مثال در روش تفاضل محدود از شبکه جابجاشده استفاده می‌شود و در این روش اجزاء محدود شرایطی بنام بابوسکا-برتری باید برقرار باشد. گفتنی است که این مشکل برای معادلات ناویر-استوکس تراکم‌پذیر مطرح نیست زیرا از طریق جرم مخصوص که در معادلات پیوستگی و مومنتوم ظاهر می‌شود، ارتباط بین معادلات برقرار است.

۷-۳) مدل آشفته‌گی K-ε استاندارد:

هرچند معادلات ناویر-استوکس به صورت مناسبی جریان آشفته را پیش‌بینی می‌کند، اما بسیار پرهزینه است و اغلب برای مسائل مهندسی به دست آوردن چنین حل پیچیده و با جزئیات کاملی غیر ضروری می‌باشد. به جای آن معادلات ناویر-استوکس میانگین‌گیری‌شده برای توضیح جریان آشفته در مسائل مهندسی اغلب کافی و کارا می‌باشد. در حال حاضر هیچ مدل کاملی که در تمام جریان‌ها پیش‌بینی خوبی داشته باشد وجود ندارد.

امروزه مدل‌های جریان آشفته چنان تدوین می‌شوند که قابلیت پیش‌بینی بعضی از مشخصه‌های جریان آشفته را داشته باشند. عملی‌ترین مدل برای مسائل مهندسی مدل‌های مرتبه دوم می‌باشد که عمومی‌ترین آنها مدل K-ε می‌باشد.

رایج‌ترین مدل دو معادله‌ای تا آخرین دهه قرن بیستم مدل $K-\epsilon$ بود. کوشش‌های اولیه برای توسعه این مدل مدیون چو^{۵۷}، داویدوف^{۵۸}، هارلو^{۵۹} و ناکایاما^{۶۰} است [۳۰]. کاربرد گسترده این مدل با نسخه‌ای شروع شد که توسط جونز^{۶۱} و لوند^{۶۲} پیشنهاد گردید [۲۹].

مدل آشفتگی $K-\epsilon$ استاندارد، یک مدل نیمه تجربی می‌باشد که بر مبنای معادلات انتقالی مدل شده انرژی جنبشی آشفتگی K^3 و نرخ اضمحلال آن ϵ بیان شده است. معادله انتقالی مدل شده K از روی یک معادله صریح با پایه و اساس کاملاً ریاضیاتی به دست آمده است، حال آن‌که معادله انتقالی مدل شده ϵ تنها با استفاده از استدلال فیزیکی به دست آمده است و از این بابت شباهت اندکی با معادله صریح و تماماً ریاضیاتی ارائه شده برای K دارد. در مسیر توسعه مدل $K-\epsilon$ استاندارد، فرض بر این است که جریان تماماً آشفته می‌باشد و از تأثیرات ویسکوزیته مولکولی چشم‌پوشی شده است. بنابراین مدل $K-\epsilon$ استاندارد تنها برای جریان‌های تماماً آشفته کاملاً معتبر می‌باشد و در سایر نواحی به خصوص نواحی رینولدز پایین جریان با خطای محاسباتی مواجه است. (مگر آنکه با داخل نمودن جملات منبع جدید به سمت راست معادلات فوق، اصلاحات لازم جهت تسخیر اثرات عدد رینولدز پایین جریان در این مدل صورت گرفته باشد).

معادله انتقالی مدل شده انرژی جنبشی آشفتگی K و نرخ اضمحلال آن ϵ به صورت دو معادله انتقالی (۱۸-۳) و (۱۹-۳) بیان می‌گردند، میدان آشفتگی بر حسب دو متغیر بیان می‌شود:

الف) انرژی جنبشی جریان آشفته K از رابطه (۱۶-۳) بدست می‌آید:

$$K = \frac{1}{\rho} \overline{u'_i u'_i} \quad (16-3)$$

^{۵۷}Chou

^{۵۸}Davidov

^{۵۹}Harlow

^{۶۰}Nakayama

^{۶۱}Jones

^{۶۲}Launder

^۳Turbulent Kinetic Energy

^۴Viscous Dissipation Rate of Turbulent Kinetic Energy

ب) نرخ اضمحلال ویسکوز انرژی جنبشی آشفته ε از رابطه زیر بدست می آید:

$$\varepsilon = \left(\frac{\mu}{\rho}\right) \overline{u'_{i,j} u'_{i,j}} \quad (17-3)$$

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\rho K) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho K u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_K} \right) \frac{\partial K}{\partial x_j} \right\} + G_K + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_K} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right\} + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{K} (G_K + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \end{cases} \quad (18-3)$$

(19-3)

در این معادلات، G_K بیانگر تولید انرژی جنبشی آشفته K تحت تأثیر گرادیان سرعت متوسط و G_b نیز بیانگر تولید انرژی جنبشی آشفته K تحت تأثیر بویانسی می باشد. Y_M نیز بیانگر سهم Dilatation نوسانی در آشفتهگی تراکم پذیر از نرخ اضمحلال کلی می باشد. $C_{\varepsilon 1}$ ، $C_{\varepsilon 2}$ ، $C_{\varepsilon 3}$ نیز در زمره ثوابت بسته نمودن این مدل محسوب می شوند. σ_K ، σ_ε نیز به ترتیب بیانگر اعداد پراوتل آشفته K و ε می باشند. این ثوابت و ضرایب آخر به ترتیب دارای مقادیر زیر می باشند:

$$C_{\varepsilon 1} = 1.44 \cdot C_{\varepsilon 2} = 1.92 \cdot C_{\varepsilon 3} = 0.09 \cdot \sigma_K = 1.0 \cdot \sigma_\varepsilon = 1.3 \quad (20-3)$$

این مدل می تواند برای طیف وسیعی از مسائل نسبتاً مشکل مانند زیر به کار برده شود:

- مدل سازی انحلال ادی در احتراق.
- محاسبه جریان بویانت و جریان سیال در داخل ساختمان.
- جریان در یک لوله با انقباض ناگهانی.
- مدل سازی پراکندگی آلودگی در هوای جو و در دریاچه ها.

- محاسبه و بررسی نرخ گسترش جت‌های متقارن محوری در محیط‌های ساکن.
 - مدل‌سازی آتش‌سوزی در یک اتاق تست.
- همچنین این مدل دارای جواب‌های نه چندان قوی در بحث جریانات غیر محصور مانند زیر است:
- مدل‌سازی لایه‌های برشی ضعیف.
 - جریان ثانویه در کانال‌های طویل مقاطع غیر گرد.
 - جریانات کاملاً توسعه‌یافته در کانال‌های با مقطع گرد.
- به منظور اصلاح این عیوب، تلاش‌های زیادی بر روی اصلاح این مدل (دومعادله‌ای K-ε) صورت گرفته که در ادامه به آن خواهیم پرداخت.

۳-۷-۱) مدل آشفتگی K-ε RNG:

از هنگامی که مدل استاندارد K-ε عرضه گردید، انتقادات زیادی به پایین بودن دقت و بالا بودن اتلاف در جریان‌های برگشتی، لایه‌های برشی پیچیده یا جریان‌های دارای انحناء وارد می‌شد. یاخوت و همکارانش^{۶۶} [۳۲] گونه جدیدی از مدل K-ε را ارائه نموده‌اند، که مشخصات و ویژگی‌های عملکردی آن در مقایسه با مدل استاندارد بهینه شده است.

مدل آشفتگی K-ε RNG با استفاده از معادلات لحظه‌ای ناویر-استوکس و کمک‌گرفتن از روشی که اصطلاحاً Renormalization Group نامیده می‌شود، به دست آمده است. روش جدیدی که در مسیر توسعه این مدل مورد استفاده قرار گرفته است، منجر به آن شده است که اولاً توابع جدیدی به معادلات انتقالی K و

ε افزوده گردد و ثانیاً ضرایب این مدل کاملاً متفاوت از ضرایب مدل K- ε استاندارد دربیاید. معادلات انتقالی مدل آشفتگی K- ε RNG شباهت زیادی به معادلات انتقالی مدل آشفتگی K- ε استاندارد دارد.

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial t}(\rho K) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho K u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \alpha_K \mu_{eff} \frac{\partial K}{\partial x_j} \right\} + G_K + G_b - \rho \varepsilon - Y_M \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right\} + C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{K} (G_K + C_{\varepsilon 3} G_b) - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} - R_\varepsilon \end{cases} \quad (21-3)$$

$$(22-3)$$

در این معادلات نیز G_K بیانگر تولید انرژی جنبشی آشفتگی K تحت تأثیر گرادیان سرعت متوسط و G_b نیز بیانگر تولید انرژی جنبشی آشفتگی K تحت تأثیر بویانسی می باشد. Y_M نیز بیانگر سهم Dilatation نوسانی در آشفتگی تراکم پذیر از نرخ اضمحلال کلی می باشد. $C_{\varepsilon 1}, C_{\varepsilon 2}, C_{\varepsilon 3}$ نیز در زمره ثوابت بسته نمودن این مدل محسوب می شوند. $\sigma_K, \sigma_\varepsilon$ نیز به ترتیب بیانگر اعداد پرانتل آشفته K و ε می باشند. تنها تفاوت میان مدل آشفتگی K- ε RNG و مدل آشفتگی K- ε استاندارد، حضور ترم جدیدی در معادله انتقالی ε یعنی R_ε است. این ترم به صورت رابطه (23-3) محاسبه می گردد:

$$R_\varepsilon = \frac{C_\mu \rho \eta^* (1 - \frac{\eta}{\eta_*})}{1 + \beta \eta^*} \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (23-3)$$

$$\Omega_{ij} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)^2}} \cdot S \equiv \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} \cdot \beta = 0.012 \cdot \eta_* = 4.38 \cdot \eta \equiv SK/\varepsilon \quad \text{که در آن}$$

می باشد. ضرایب ثابت این مدل به صورت $C_{\varepsilon 2} = 1.68, C_{\varepsilon 1} = 1.42$ می باشند.

این مدل علاوه بر دیگر ویژگی های مدل استاندارد K- ε ، دارای خواص زیر نیز می باشد:

- به واسطه داشتن ترم های اضافی در معادله ε ، تحلیل جریانات سریعاً کرنش یافته و جریانات بر روی سطوح با انحناء زیاد بهبود یافته است.

- اثرات چرخشی بر روی آشفتگی جریان وارد شده است.

- در مدل سازی جریانات گذرا توانایی بالایی دارد.
 - انتقال جرم و مومنتوم از دیواره در این مدل بهتر پیش بینی می شود.
- در ضمن مدل به کار برده شده در حل مسئله موجود نیز مدل آشفتگی **RNG K-ε** می باشد.

۸-۳) مدل آشفتگی **K-ω** استاندارد و مدل آشفتگی **SST^۲K-ω**:

کلمگروف^{۳۰} اولین مدل دومعادله ای جریان آشفته را پیشنهاد نمود. در تنظیم این مدل از ω (فرکانس آشفتگی) به جای نرخ اتلاف انرژی در واحد حجم و زمان استفاده نمود. ویلکاکس و دیگران^{۳۱} توسعه بیشتر و کاربرد مدل های آشفته **K-ω** را پیگیری نموده اند، که تا حال حاضر نیز ادامه دارد.

معادلات انتقالی حاکم بر مدل آشفتگی استاندارد **K-ω** به صورت معادلات انتقالی (۳-۲۴) (۳-۲۵) بیان

می گردند:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial}{\partial t}(\rho K) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho K u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \Gamma_K \frac{\partial K}{\partial x_j} \right\} + G_K - Y_K \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho \varepsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \varepsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ \Gamma_\omega \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right\} + G_\omega - Y_\omega \end{array} \right. \quad \begin{array}{l} (۳-۲۴) \\ (۳-۲۵) \end{array}$$

در این معادلات نیز G_K بیانگر تولید انرژی جنبشی آشفتگی تحت تاثیر گرادیان سرعت متوسط و G_ω بیانگر تولید ω می باشد. Γ_K و Γ_ω نیز به ترتیب بیانگر بخش مؤثر K و ω ، Y_K و Y_ω نیز به ترتیب بیانگر اضمحلال آشفته K و ω می باشند.

مدل **SST. K-ω** توسط منتر^{۳۱} و به منظور آمیختن فرمول بندی دقیق و قدرتمند مدل **K-ω** در نواحی نزدیک دیواره با مدل **K-ε** مستقل از جریان آزاد در نواحی دور از دیواره ارائه شده است. یعنی این مدل

^۲Shear stress Transport

^۳Kolmogorov

^۴Wilcox, et al

^۵menter

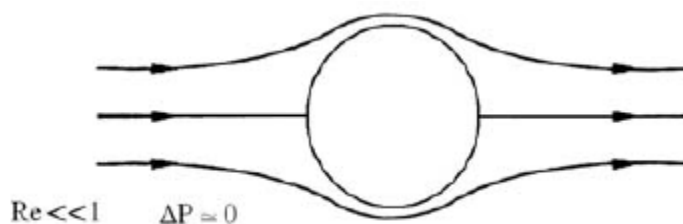
به طور همزمان، توانایی بالای مدل $K-\omega$ در نواحی با عدد رینولدز پایین و توانایی بالای مدل $K-\epsilon$ در نواحی با عدد رینولدز بالا را دربرگرفته است. برای ترکیب این دو مدل، نیازمند آن هستیم که فرمول‌بندی مدل $K-\epsilon$ را به شکل مدل $K-\omega$ دریاوریم. مدل $SST, K-\omega$ بسیار شبیه به مدل استاندارد $K-\omega$ است.

مدل $SST, K-\omega$ برای دسته وسیعی از جریانات همانند جریانات حاوی گرادیان فشار معکوس، ایرفویل‌ها و موج شوک‌گذرا کاربرد دارد که نسبت به مدل استاندارد $K-\omega$ بسیار دقیق‌تر و مطمئن‌تر می‌باشد.

۳-۹) جریان حقیقی اطراف استوانه:

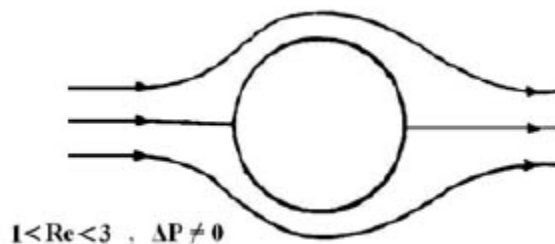
در وضعیت حقیقی، جریان اطراف استوانه با عدد رینولدز $Re = \frac{VD}{\nu}$ به شرح زیر تغییر می‌کند [۳۲].

(۱) در اعداد رینولدز خیلی کم، جریان در تمام میدان چرخشی است.



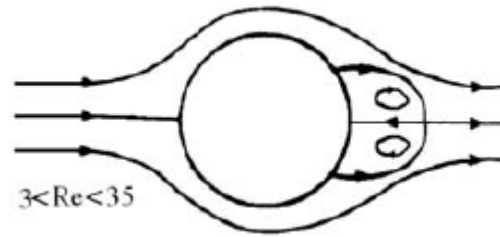
شکل (۳-۱): شکل متقارن جریان کاملاً چرخشی در اطراف استوانه

(۲) با کمی افزایش عدد رینولدز نیز همچنان بیشتر منطقه جریان چرخشی است.



شکل (۳-۲): شکل نامتقارن جریان اطراف استوانه

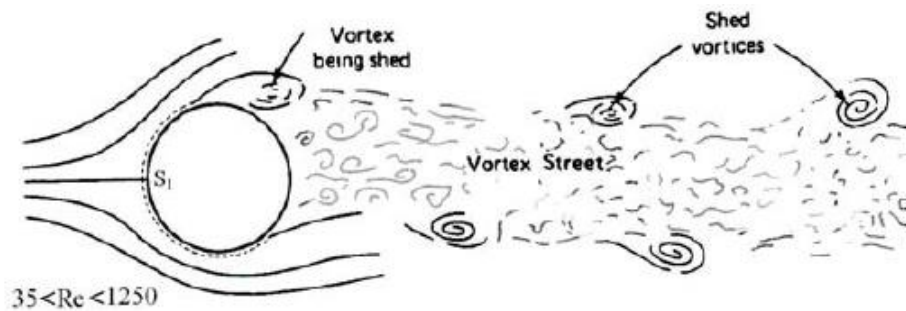
(۳) با افزایش بیشتر رینولدز در پشت استوانه، گردابه‌های ثابت ایجاد می‌شوند، هنوز در فاصله دور از جسم می‌توان جریان را غیرچرخشی فرض کرد.



شکل (۳-۳) : تشکیل گردابه ثابت پس از جدایی در جریان لایه‌ای اطراف استوانه

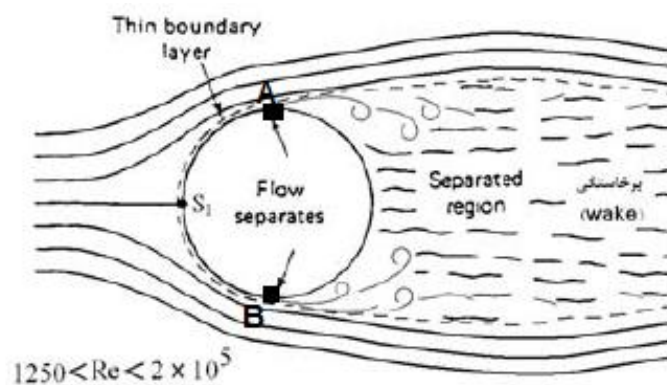
نقطه سکون، طبق تعریف نقطه‌ای است که در آن سرعت جریان غیر چرخشی، صفر است. بنابراین در موارد فوق نقطه سکون وجود ندارد.

(۴) با افزایش بیشتر عدد رینولدز پدیدهٔ تکثیر گردابه‌های متناوب مشاهده می‌شود. به جز در منطقهٔ پشت جسم و در لایه‌ای نزدیک جداره، در بقیهٔ قسمت‌ها می‌توان جریان را غیر چرخشی در نظر گرفت.



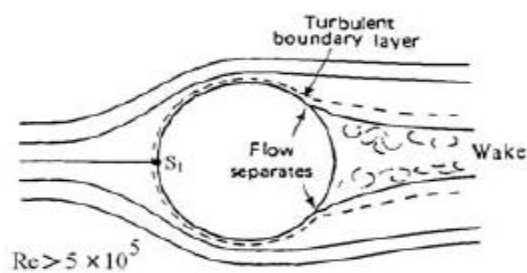
شکل (۴-۳) : پدیدهٔ تکثیر گردابه‌های متناوب در پشت استوانه

(۵) با افزایش بیشتر عدد رینولدز جدایش ایجاد می‌گردد. در لایهٔ نازک نزدیک جدار و تمام پشت جسم جریان چرخشی است و بقیهٔ قسمت‌ها غیر چرخشی است. با افزایش عدد رینولدز در حالت آرام بودن لایه مرزی در اطراف استوانه، فاصلهٔ نقاط جدایش در پشت استوانه زیاد شده و این نقاط از هم دور می‌شوند (نقاط A و B). در حالتی که عدد رینولدز به قدری بالا رود که جریان لایه مرزی در اطراف استوانه آشفته (درهم) شود، نقاط A و B مجدداً به هم نزدیک شده و ضریب دراگ کمی کاهش می‌یابد، سپس با افزایش عدد رینولدز در جریان لایه مرزی آشفته، مجدداً نقاط A و B از هم دور شده و ضریب پسا افزایش پیدا می‌کند.



شکل (۳-۵): ایجاد منطقه برخاستگی جریان در پشت استوانه

۶) با افزایش بیشتر رینولدز، لایه مرزی نزدیک جدار مغشوش می‌گردد. به جز در لایه نازکی در جلوی جسم و قسمت کوچکی از پشت جسم، بقیه جریان، شبیه جریان غیرچرخشی است.



شکل (۳-۶): لایه مرزی مغشوش اطراف استوانه

۳-۹-۱) جریان حول استوانه بین ایرفویل و بالچه^{۷۱}

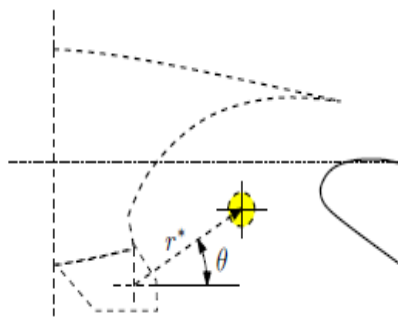
نصب استوانه بین شکاف ایرفویل و بالچه، باعث اختلاط جریان واقعی با لایه مرزی تشکیل شده می‌گردد

و این عمل باعث تشکیل یک نوع گردابه توسعه یافته (دوره ای) پشت سر سیلندر می‌گردد.

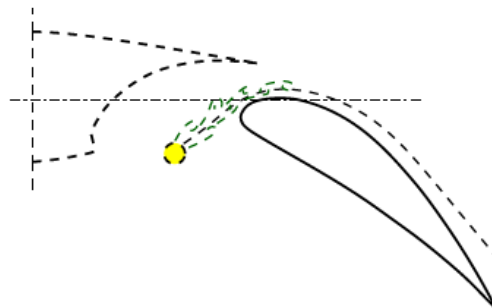
گردابه‌های تولید شده سطح بالایی سیلندر به سرعت در حال توسعه در جریان لایه مرزی حل می‌شوند

و به منطقه جدا شده تزریق می‌شود و مومنتوم ذرات را افزایش می‌دهند، این عمل باعث به تعویق افتادن

جدایی جریان لایه مرزی می‌گردد، که این عمل باعث کاهش پسا و افزایش برآ می‌شود [۱۶].



شکل (۷-۳) : محل نصب سیلندر



شکل (۸-۳) : ایجاد گردابه توسط سیلندر [۱۶]

فصل ۴:

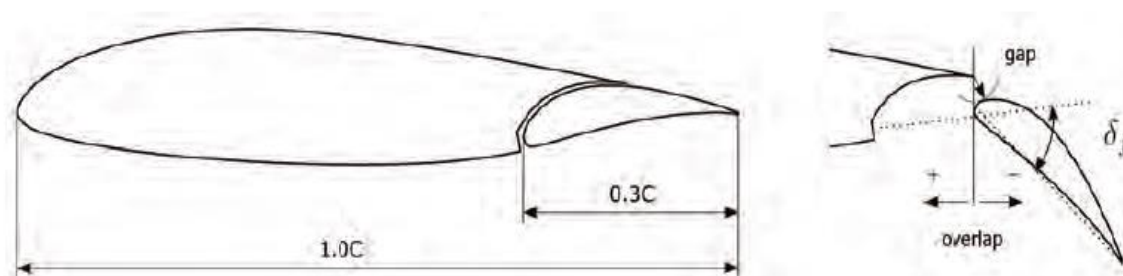
نتایج و تحلیل آنها

۴-۱) مقدمه:

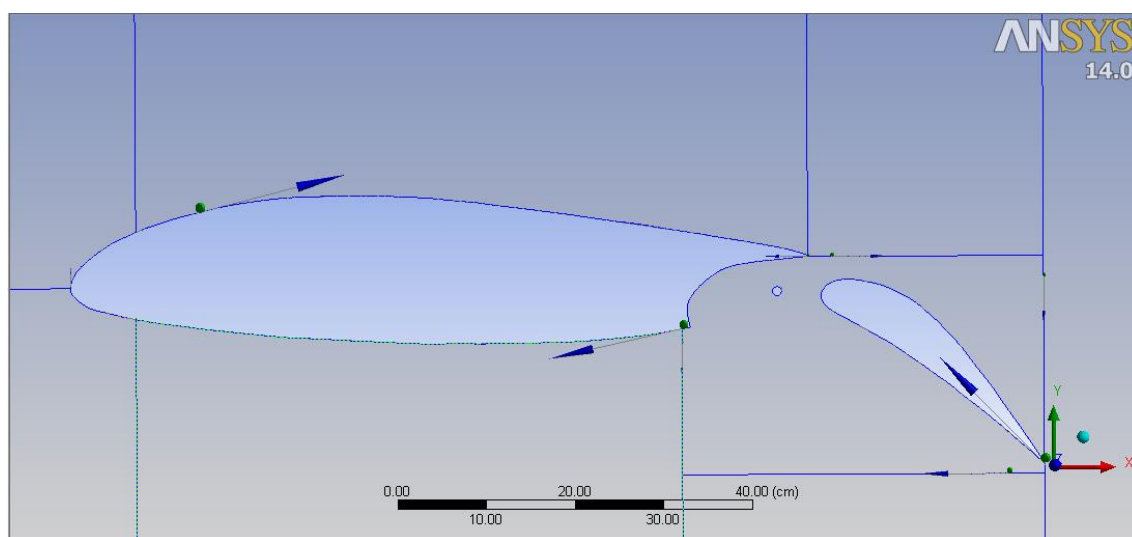
در فصل چهارم شبکه بندی میدان حل حول ایرفویل و همچنین نوع حل، شامل فرضیات مسأله و شرایط مرزی شرح داده شده را در نرم افزار اعمال می کنیم که برای این کار در این پایان نامه از نرم افزار فلوئنت استفاده شده است. به دنبال آن به بحث در رابطه با صحت مقادیر بدست آمده از نرم افزار به صورت دیاگرام و جداول و شکل می پردازیم. سپس مقادیر بدست آمده از تحلیل عددی را با نتایج حاصل از آزمایشات و نتایج دیگر مقالات، پژوهش ها و پایان نامه های مربوطه مقایسه نموده و در نهایت نتیجه گیری های بدست آمده را در قالب جدول نوشته و توصیه های مربوطه برای طراحی و تحقیقات بیشتر در این زمینه داده شده است.

۲-۴) ایرفویل مورد بررسی:

مدل مورد استفاده برای پژوهش عددی حاضر ایرفویل از نوع **NLF_MOD22B** با یک فلپ در انتهای سیستم می‌باشد. شماتیک و جزئیات هندسی سیستم فلپ و ایرفویل **NLF_MOD22B** در شکل (۴-۱) نشان داده شده است.



(الف)

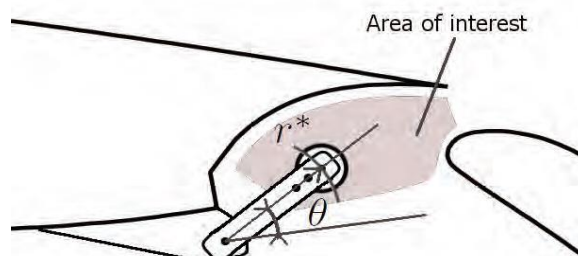


(ب)

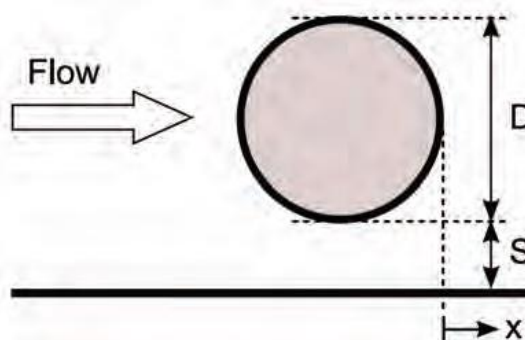
شکل (۴-۱): الف) مقطعی از ایرفویل مورد بررسی و تعیین پارامترهای فلپ ب) ایرفویل مورد بررسی

همان‌طور که در ابتدای فصل دوم ذکر شد ایجاد سیلندر در ایرفویل مورد بررسی فقط در انتهای فلپ، در قسمت لبه مورد آزمایش قرار گرفته شده است، این روش کنترل غیرفعال تقریباً مانند صفحات گردابه می‌باشد، یعنی این که با کشیدن خطوط جریان در نزدیکی روی سطوح بال و تأخیر در جدایش و همچنین با گردابه در حال توسعه در شکاف استوانه‌ای شکل باعث کاهش پسا و افزایش نیروی برآ می‌شود. انتخاب قطر سیلندر و

موقعیت آن در عملکرد سیلندر از اهمیت کلیدی برخوردار می‌باشد شکل (۲-۴) و (۳-۴). تفاوت این روش با روش صفحات گردابه، در شکل تولید گردابه‌ها می‌باشد. با این توضیح که جریان‌های گردابه در پشت یک جسم با مقطع دایره‌ای متفاوت با جریان‌های تولیدشده بر روی صفحات گردابه می‌باشد.



شکل (۲-۴): موقعیت قرارگیری سیلندر بین فلپ و ایرفویل



شکل (۳-۴): مشخصات هندسی سیلندر

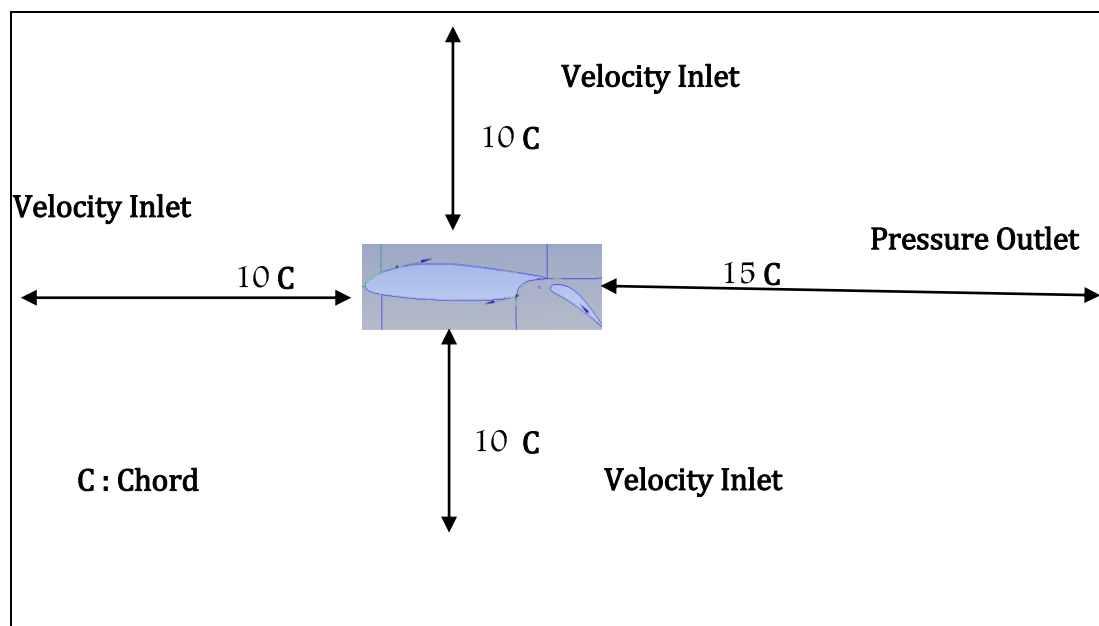
برای حل عددی این روش دو نوع سیلندر با قطرهای ۱۰ و ۱۵ میلی‌متر در نظر گرفته شده است.

جدول (۴-۱): مختصات هندسه ایرفویل مدل NLF_MOD22B

ایرفویل اصلی		فلپ	
X	Y	X	Y
۰.۵۳۵۴۷	-۰.۲۱۶۷۱	۰.۸۱۴۲۰	۰.۸۶۴۹۱
۰.۵۹۹۷۳	-۰.۶۴۱۲۶	۰.۸۲۷۷۸	۰.۸۹۰۶۹
۰.۱۳۷۰۸	۰.۳۵۲۳۷	۰.۸۵۲۶۰	۰.۹۰۱۰۸
۰.۲۰۰۲۶	۰.۸۷۵۰۹	۰.۸۹۲۶۳	۰.۸۰۳۳۸
۰.۲۵۳۸۱	۰.۹۱۹۶۷	۰.۹۱۲۳۱	۰.۶۹۹۲۸
۰.۳۲۳۴۲	۰.۸۴۷۳۰	۰.۹۲۷۷۲	۰.۶۰۴۹۸
۰.۳۹۷۳۲	۰.۴۹۸۰۳	۰.۹۴۶۲۶	۰.۴۸۲۶۰
۰.۴۵۳۰۱	۰.۲۲۴۴۰	۰.۹۶۳۷۲	۰.۳۴۶۵۵
۰.۵۱۵۱۲	-۰.۲۴۴۸۷	۰.۹۸۱۱۲	۰.۲۰۵۸۹
۰.۵۷۸۳۱	-۰.۷۹۵۷۶	۰.۹۹۶۰۲	۰.۷۴۸۰۵
۰.۶۴۲۵۷	-۰.۱۳۰۸۵	۰.۱۰۰۰۲	۰.۴۸۶۲۷
۰.۷۰۳۶۱	-۰.۱۶۸۱۱	۰.۹۸۴۵۲	۰.۷۱۷۸۶
۰.۷۴۶۴۵	-۰.۲۱۱۲۸	۰.۹۶۴۸۴	۰.۱۷۵۸۸
۰.۷۸۶۰۷	-۰.۲۵۳۹۱	۰.۹۴۷۷۴	۰.۲۷۵۰۲
۰.۸۰۱۰۷	-۰.۲۸۳۴۲	۰.۹۲۸۶۱	۰.۳۵۶۰۱
۰.۷۷۵۳۶	-۰.۳۰۶۰۴	۰.۹۱۲۶۹	۰.۴۱۳۵۱
۰.۷۳۳۶۰	-۰.۳۱۲۴۹	۰.۸۹۵۲۶	۰.۴۸۹۶۵
۰.۷۰۲۵۴	-۰.۳۵۲۲۰	۰.۸۸۱۰۹	۰.۵۴۶۹۱
۰.۶۷۶۸۴	-۰.۴۶۴۷۲	۰.۸۶۶۷۲	۰.۵۹۰۳۷
۰.۶۷۵۷۷	-۰.۵۶۷۹۱	۰.۸۴۴۱۵	۰.۶۷۶۴۴
۰.۶۵۶۴۹	-۰.۶۰۹۶۰	۰.۸۳۰۵۹	۰.۷۱۵۱۸
۰.۵۷۴۰۲	-۰.۶۲۷۱۶	۰.۸۱۷۱۷	۰.۷۶۳۱۲
۰.۵۱۱۹۱	-۰.۶۴۳۶۶		
۰.۴۵۴۰۸	-۰.۶۳۴۱۴		
۰.۳۷۵۹۰	-۰.۶۲۵۳۲		
۰.۳۲۴۴۹	-۰.۶۰۳۰۹		
۰.۲۶۳۴۵	-۰.۵۷۴۳۲		
۰.۱۴۶۷۲	-۰.۵۱۰۲۰		
۰.۶۸۵۴۰	-۰.۴۴۳۰۹		
۰.۴۲۸۳۸	-۰.۲۱۲۰۴		

۴-۳) میدان حل:

در شکل (۴-۴) حوزه حل مورد استفاده نشان داده شده است. طول و عرض حوزه حل باید به اندازه کافی بزرگ در نظر گرفته شود تا شرایط مرزی اطراف بر حل اثر نگذارند. در این پایان نامه ابعاد انتخاب شده این شرایط را دارا می باشند و میدان حل رسم شده، با همین روش و کمی تغییرات حاصل از سعی و خطا به شکل مطلوب خود رسیده است.



شکل (۴-۴) : دامنه حل و شرایط مرزی

۴-۳-۱) شرایط مرزی و شرایط اولیه:

شرایط میدان دور مرز با ورودی سرعت ۵۰ متر بر ثانیه و همچنین فشار خروجی در شرایط فشار محیط که برابر ۱۰۱۳۲۵ پاسکال می باشد، در نظر گرفته شده است. بر روی مرز ایرفویل، فلپ و سیلندر شرایط مرزی دیوار با عدم لغزش (لغزش صفر) برقرار است. ورودی و خروجی خواص آشفته در این مجموعه با شدت یک دهم درصد که مربوط به سرعت پایین اغتشاش است، اعمال می شود. بیشتر نسبت ویسکوزیته تلاطم عدد یک اعمال می شود که برای جریان خروجی به صورت دستی در فلوئنت اعمال می شود، همچنین جریان به صورت آدیاباتیک بوده و هیچ گونه انرژی حرارتی به جریان راه پیدا نمی کند.

۲-۳-۴) روش عددی:

برای حل معادلات استفاده شده در این پژوهش از روش حجم کنترل (سیمپل) استفاده شده است. روش فرمول‌بندی و گسسته‌سازی معادلات حاکم به صورت ضمنی و روش حل دستگاه معادلات خطی به صورت کوپل می‌باشد. در این روش معادلات بقای جرم و جابجایی به صورت همزمان با یکدیگر حل می‌شوند. برای این مدل به دلیل این که جریان تراکم‌ناپذیر فرض شده است، معادله انرژی حل نشده است. در شبیه‌سازی جریان متلاطم (آشفته) در فلوئنت سه نوع روش معمولاً استفاده می‌شود: معادلات اعداد متوسط رینولدز به صورت ناویر-استوکس (RANS)، شبیه‌سازی بزرگ (LES) و شبیه‌سازی (DES) (این معادلات به صورت مفصل در فصل سوم مورد بررسی قرار گرفته است). برای این شبیه‌سازی مدل RANS انتخاب شده است و برای این معادلات یک مدل آشفتگی از مدل $k-\epsilon$ RNG تعیین گردیده است. در ضمن معادلات حرکت، انرژی پتانسیل و نرخ اضمحلال همگی به صورت آپ ویند مرتبه دوم لحاظ شده است. همچنین برای اطمینان بیشتر کاهش باقیمانده‌ها تا معیار همگرایی 10^{-6} انجام گرفته است.

۴-۴) شبکه‌بندی و استقلال از شبکه:

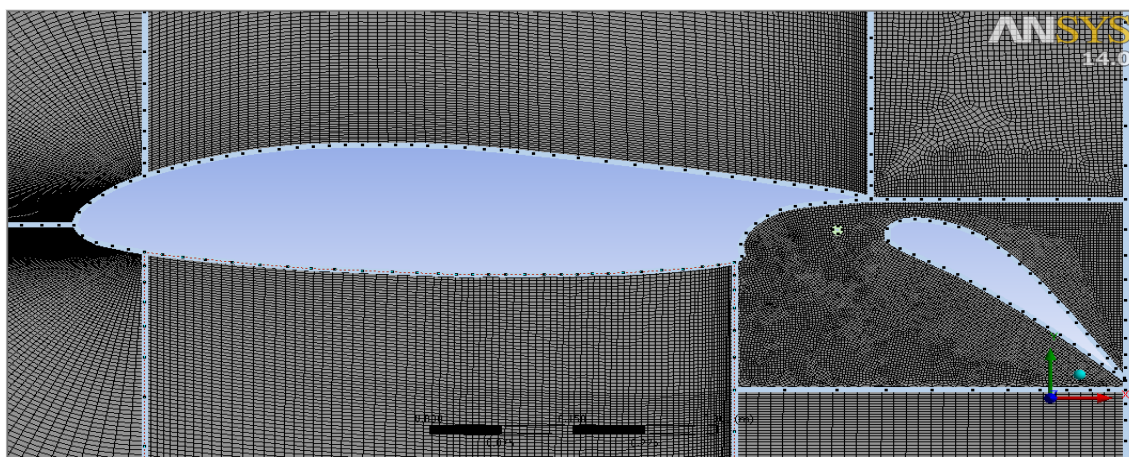
در شکل (۴-۵) شماتیکی از نحوه شبکه‌بندی حوزه حل جریان برای ایرفویل نشان داده شده است. طبیعی است در نواحی با گرادیان شدید از شبکه ریز استفاده می شود. در این تحقیق در حدود ۶۰۰۰۰۰ گره مش‌بندی انجام شده است.

ایجاد مناطق (بلوک بندی) متعدد به منظور ایجاد ساختار مدل، این اجازه را به ما می‌دهد که کنترل بیشتری بر روی تراکم مش بالاتر برای مناطق مهم داشته باشیم. همان‌طور که در شکل (۴-۵ الف) مشاهده می‌شود یک منطقه نزدیک به مدل فلپ ایرفویل یک منطقه با چگالی بالا تعریف شده است که منجر می‌شود ما در این منطقه از مش ریزتر و با تعداد گره بالاتری استفاده کنیم.

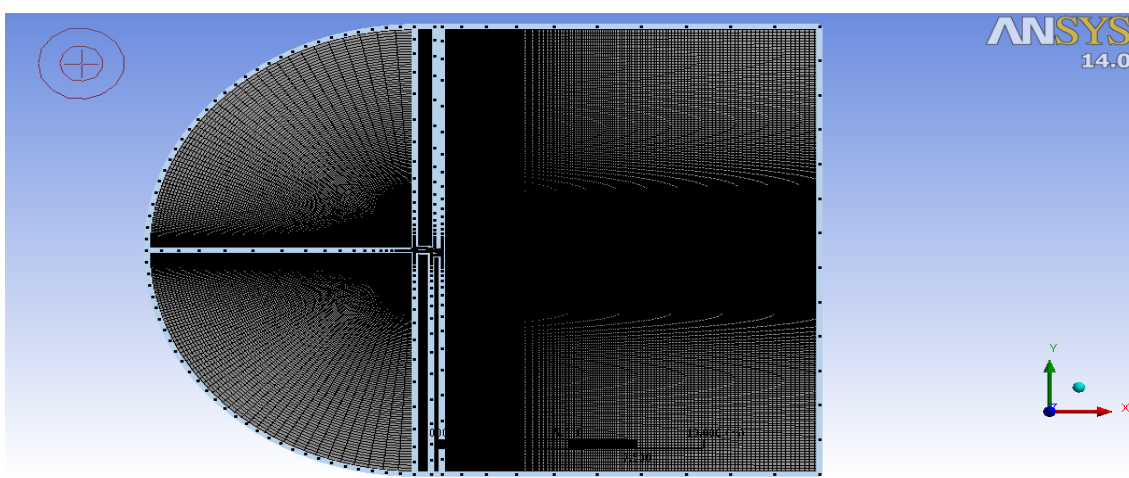
اگرچه انتخاب مناطق متعدد در مش زمان بیشتری برای حل از ما می‌گیرد ولی ایجاد چنین شبکه‌ای برای هندسه‌های پیچیده می‌تواند مزایای زیر را داشته باشد:

اول این که بلوک‌بندی‌های متعدد می‌تواند کنترل بیشتری در تعیین مش داشته باشد، از این رو از مش‌بندی با شکل سلول‌های بد جلوگیری می‌کند.

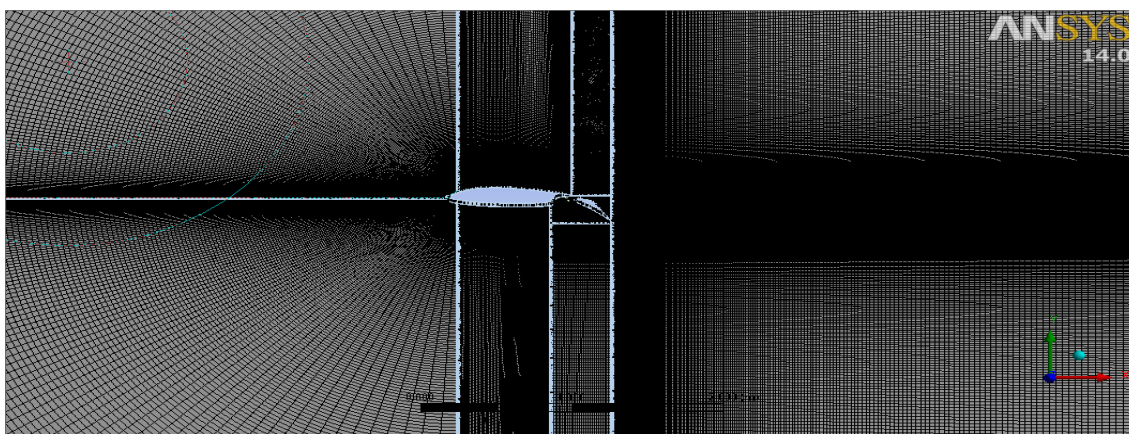
دومین موردی که به آن می‌توان اشاره کرد این است که انتشار حل عددی به حداقل زمان نگه داشته می‌شود، این امر موجب افزایش دقت در قسمت‌های حساس و پیچیده ایرفویل (زمینه‌های جدایی جریان شدید و منطقه جلو و پشت فلپ) می‌شود و همچنین منجر به کاهش زمان انجام محاسبات در قسمت‌های ساده ایرفویل (مناطق بالا و جلوی ایرفویل اصلی) می‌گردد.



(الف)



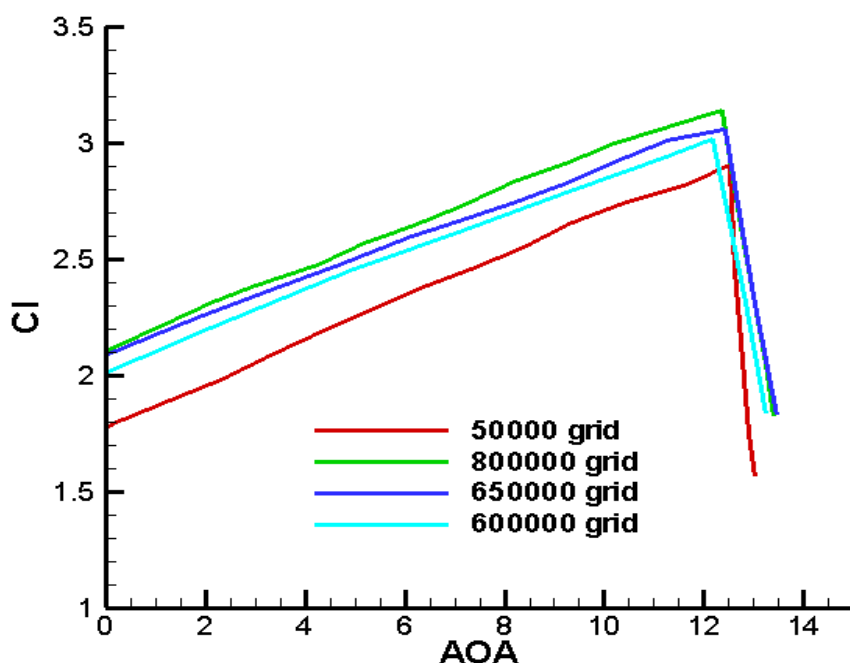
(ب)



(ج)

شکل (۴-۵): (الف) شبکه‌بندی در نواحی نزدیک به دیواره (ب) شبکه‌بندی کلی (ج) بلوک‌بندی مش

برای اطمینان از درستی حل ابتدا باید استقلال از شبکه و سپس مقایسه حل عددی با نتایج آزمایشگاهی یا عدد دیگران صورت گیرد. نمودار زیر بررسی استقلال از شبکه را نشان می‌دهد. محور عمودی در این نمودار نسبت ضریب برآ و محور افقی آن زاویه حمله است. با توجه به دقت مورد نیاز و هزینه‌های محاسباتی شبکه‌بندی با تعداد ۶۰۰۰۰۰ سلول استفاده شده است.



شکل (۴-۶) : بررسی استقلال از شبکه

۴-۵) اعتبار سنجی:

جانسن دنیل در سال ۲۰۱۲ با انجام آزمایش‌های تجربی در دانشگاه دلفت هلند [۱۶] بر روی ایرفویل NLF-MOD22B، ضرایب پسا و برآ و همچنین ضریب فشار را با تغییر زاویه فلپ و همچنین تغییر اندازه قطر سیلندر به دست آورد. در این پایان‌نامه صحت حل عددی، از طریق مقایسه با نتایج جانسن در سرعت ۵۰ متر بر ثانیه و با تغییر زاویه فلپ در زوایای ۴۵، ۵۰ و ۵۵ مورد بررسی قرار گرفته است.

۴-۶) نتایج و بحث:

مکان نصب سیلندر بین ایرفویل و فلپ قرار دارد، این محل براساس بهترین راندمان و بازدهی انتخاب شده و قطر آنها ۱۰ و ۱۵ میلی‌متر می‌باشد. برای تحلیل جریان، زوایای حمله ایرفویل در دو حالت صفر و ۱۲ درجه انتخاب شده است، همچنین زاویه فلپ در سه حالت ۴۵، ۵۰ و ۵۵ درجه مورد بررسی قرار می‌گیرد. فاصله

بین ایرفویل اصلی و فلپ به اندازه سی و پنج هزارم وتر ایرفویل که به تولید بالاترین برآ می‌انجامد، در نظر گرفته شده است. در هر حالت ضرایب برآ، پسا و فشار از تحلیل جریان باسیلندر و بدون سیلندر بدست آمده و مورد تفسیر قرار می‌گیرند.

یکی از مهمترین نمودارها برای تحلیل نتایج حاصل از ایرفویل نمودار ضریب فشار بر حسب طول ایرفویل می‌باشد، که اختلاف فشار در نقاط مختلف از سطح ایرفویل را نشان می‌دهد. همان‌طور که می‌دانیم منحنی پایینی نمودار مربوط به نیمه بالایی ایرفویل و منحنی بالایی نمودار مربوط به نیمه پایینی ایرفویل می‌باشد. به وضوح قابل تشخیص است که فشار در سطح پایینی ایرفویل بیش از فشار در سطح بالایی آن است، به همین دلیل جریان، ایرفویل را به سمت بالا هدایت می‌کند. اختلاف فشار در دو طرف سطح ایرفویل باعث ایجاد نیروی برآ می‌شود. واضح است با افزایش زاویه حمله تا قبل از جدایش جریان اختلاف فشار در دو طرف ایرفویل بیشتر شده، لذا پسای فشاری اثر بیشتری بر روی پسای کل دارد. پس برای زوایای حمله بالاتر، صاف کردن سطح ایرفویل برای کاهش پسای اصطکاکی مورد نظر نیست، بلکه باید به گونه‌ای پسای فشاری را کم کرد. افزایش پسای فشاری به علت بزرگتر شدن ناحیه جدایش است و باید به گونه‌ای در طراحی ایرفویل نقطه جدایش جریان را به تأخیر انداخت.

مدل پایه انتخاب شده تنها ایرفویل و فلپ می‌باشد که با زاویه انحراف بالچه در ۴۵، ۵۰ و ۵۵ درجه با زاویه حمله ایرفویل در صفر و دوازده درجه با نتایج آزمایشگاهی مقایسه شده است. نتایج نشان می‌دهند که نیروی برآ با زیاد شدن زاویه حمله افزایش پیدا می‌کند تا زمانی که به زاویه استال (شروع جدایش جریان) می‌رسیم که مجدداً (با افزایش زاویه حمله) به طور ناگهانی نیروی برآ کاهش پیدا می‌کند.

۱-۶-۴) صحت سنجی (حالت بدون سیلندر با زاویه فلپ در سه حالت):

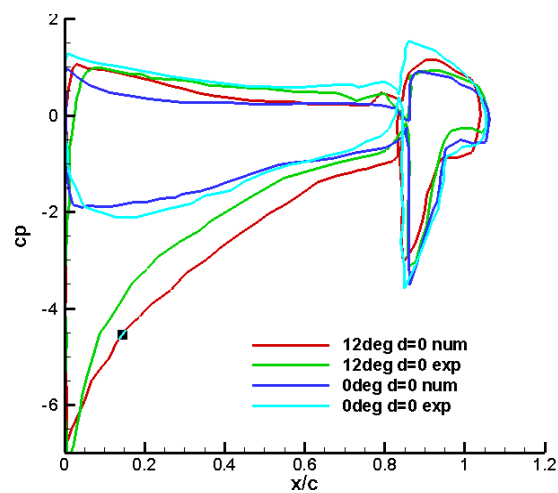
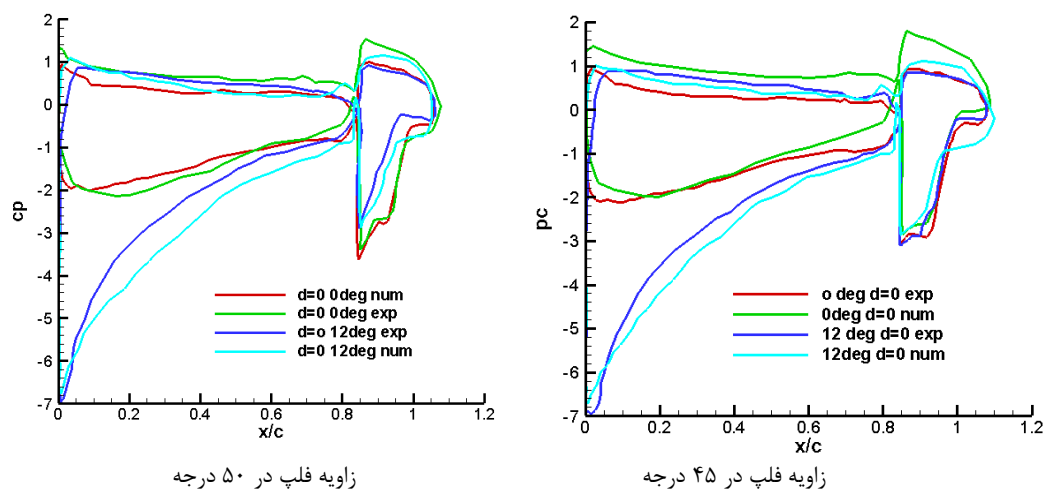
شکل (۴-۷) توزیع فشار برای پیکربندی پایه ایرفویل و فلپ برای سه حالت زاویه فلپ در سه زاویه ۴۵، ۵۰ و ۵۵ درجه را برای زوایای مختلف حمله (صفر و دوازده درجه) نشان می‌دهد. به طور کلی می‌توان رفتار

نسبتاً مشابه را در توزیع فشار در قسمت ابتدایی ایرفویل (زاویه حمله) مشاهده کرد، در حالی که توزیع فشار در قسمت انتهایی ایرفویل و فلپ از تنوع توزیع فشار بیشتری برخوردار است. تمرکز بر روی توزیع فشار در قسمت بالایی فلپ در سه حالت نشان می‌دهد که جدایی جریان روی سطح بالایی فلپ در هر سه وضعیت بیشتر قابل مشاهده است.

در زاویه حمله صفر درجه جریان عبوری از روی سطح ایرفویل کاملاً به جریان پتانسیل نزدیک است و هیچ گونه جدایش جریان مشاهده نمی‌شود، با افزایش زاویه حمله جدایش جریان بر روی سطح ایرفویل شروع می‌شود و به سمت لبه فرار بال گسترش می‌یابد و در انتها به قسمت ابتدایی فلپ برخورد می‌نماید. با توجه به نتایج به دست آمده در جدول (۴-۲)، در وضعیت فلپ در زاویه ۵۵ درجه، در زاویه حمله صفر درجه به علت افزایش انحنای انتهای ایرفویل، افزایش ناگهانی فشار در نیمه وتر ایرفویل، باعث افزایش فشار ثابت به سمت لبه فرار (خلاء بیشتر) می‌شود که جریان بر روی سطح فلپ کشیده شود، در این حالت افت فشار بیشتر ایجاد شده (مطابق شکل (۴-۷) در وضعیت فلپ در ۵۵ درجه)، جدایش روی سطح دیرتر اتفاق افتاده و بیشترین نیروی برآ مشاهده می‌شود.

همچنین رفتار نسبتاً مشابه را می‌توان در زاویه فلپ ۴۵ و ۵۰ درجه مشاهده کرد، هر چند نسبت به زاویه فلپ ۵۵ درجه گرادیان‌های فشار معکوس کمتر و نقطه جدایش بیشتر به سمت لبه فرار است.

در ادامه وابستگی نیروی برآ را به زاویه حمله می‌توان مشاهده کرد. با افزایش زاویه حمله، افت فشار پایین ایرفویل بیشتر شده و اختلاف فشار ایجاد شده، باعث ایجاد نیروی برآ می‌شود. نیروی برآ با زاویه حمله افزایش می‌یابد تا زمانی که به زاویه استال برسد، که با افزایش این زاویه به طور ناگهانی این نیرو کاهش می‌یابد. با توجه به جدول (۴-۲) می‌توان مشاهده کرد که نیروی برآ در زاویه حمله بالای ایرفویل، با وضعیت فلپ در ۴۵ درجه، حداکثر نیروی برآ را داریم که با نتیجه آزمایشگاهی دنیل جانسن در دانشکده دلفت [۱۴] هلند دقیقاً همخوانی دارد و صحت نتایج به دست آمده را نشان می‌دهد. در آخر این بحث نیز می‌توان یادآور شد که وجود گردابه‌هایی در لبه خروجی ایرفویل افت فشار بیشتری نسبت به نقاط دیگر سطح ایرفویل دیده می‌شود.



شکل (۷-۴) : ضریب فشار در سه حالت زاویه فلپ، بدون سیلندر، در دو زاویه حمله ایرفویل با نتایج آزمایشگاهی [۱۶]

جدول (۴-۲) : مقدار ضرایب آیرودینامیکی در حالت بدون سیلندر

زاویه فلپ زاویه حمله	۴۵ درجه	۵۰ درجه	۵۵	D = 0 بدون سیلندر
زاویه حمله صفر درجه	1/815	1/97	2/115	Cl
	2/315e-2	2/572e-2	2/619e-2	Cd
	78/4017	76/5940	80/7560	Cl/Cd
زاویه حمله دوازده درجه	3/2216	2/8582	2/7586	Cl
	2/0960e-2	2/6732e-2	2/2701e-2	Cd
	153/7022	106/9205	121/5188	Cl/Cd

۴-۶-۲) زاویه فلپ در ۴۵ درجه در سه وضعیت $d=0, d=10, d=15$:

در ابتدای این بحث باید به این مسأله واقف باشیم که در طراحی یک بال باید دقت شود که سطوح کنترلی به خصوص فلپ‌ها در مناطقی قرار بگیرند که در حداکثر بازده زاویه حمله، اثرپذیری و کارایی خود را حفظ کنند و حتی پس از واماندگی کامل بال، قابل استفاده باقی بماند، زیرا برای خروج از شرایط واماندگی و بازیافت هواپیما به شرایط پروازی، کاربرد سطوح کنترلی به خصوص فلپ‌ها اجتناب‌ناپذیر است. در طراحی و انتخاب فلپ مناسب، چندین پارامتر باید مورد بررسی قرار گیرد که از مهم‌ترین آن‌ها می‌توان به نوع فلپ، وتر فلپ، حداکثر مقدار چرخش فلپ و در فلپ نوع شکافدار، تعیین موقعیت شکاف و فاصله لبه فرار ایرفویل تا فلپ اشاره نمود. در این تحقیق همچنین باید توجه داشت که نوع انتخاب اندازه قطر سیلندر، موقعیت قرارگیری آن مابین فلپ و ایرفویل و همچنین سازگاری زاویه فلپ با اندازه قطر سیلندر در زاویه حمله مختلف ایرفویل

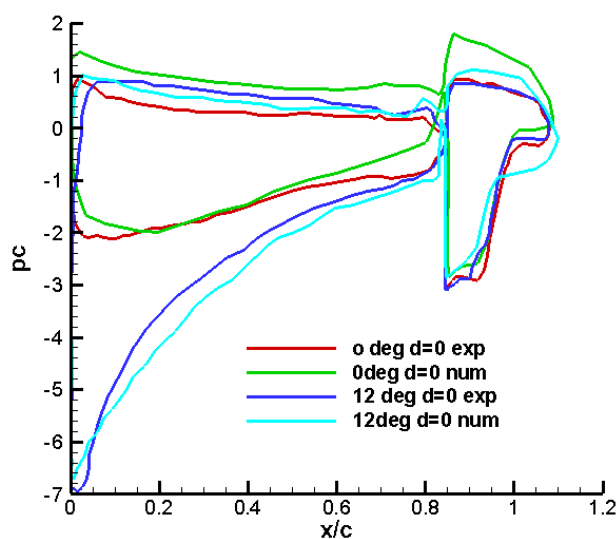
باید مورد بررسی قرار بگیرد تا با توجه به شرایط ذکرشده بهترین حالت را برای زوایای حمله مختلف ایرفویل به دست آورد.

با توجه به شکل (۴-۸)، در زاویه حمله صفر درجه بدون سیلندر، جریان عبوری از روی ایرفویل نزدیک به جریان پتانسیل است و هیچ گونه جدایش جریان مشاهده نمی شود. با افزایش زاویه حمله، جدایش جریان بر روی سطح بال شروع می شود و به سمت لبه فرار بال گسترش یافته به طوری که در زاویه حمله دوازده درجه تقریباً تمام سطح بال به جز نواحی نزدیک لبه حمله را فرا می گیرد. جریان عبوری از بالا و پایین ایرفویل به فلپ رسیده، در این حالت سرعت روی سطح ایرفویل بالا و سرعت زیرین ایرفویل پایین بوده و همچنین مابین فلپ و ایرفویل افت فشار کمتر داریم، که این اختلاف فشار ایجاد می کند و این اختلاف ایجاد شده باعث ایجاد نیروی برآ می شود. این نیروی برآ به دلیل این که با زاویه حمله متناسب است، با افزایش زاویه حمله نیروی برآ افزایش می یابد. که با توجه به جدول (۴-۳) در زاویه حمله صفر درجه مقدار نیروی برآ برابر با ۱,۸۱۵ می باشد در حالی که در زاویه حمله دوازده درجه این مقدار به ۳,۲۲۱۶ می رسد که این مقدار با مقدار آزمایشگاهی با مقدار ۳,۲۳ منطبق بوده و صحت حل عددی را نیز نشان می دهد [۱۶].

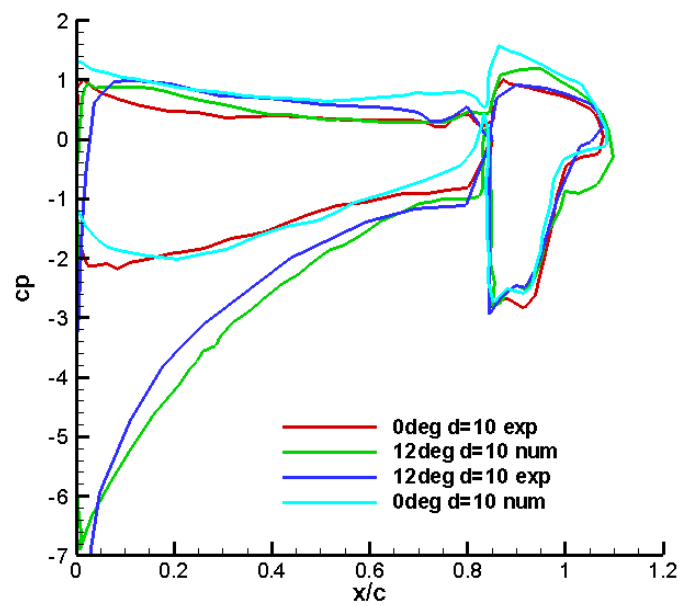
در شکل (۴-۹) و (۴-۱۰) و با توجه به نتایج به دست آمده در جدول (۴-۳)، می توان دریافت که اضافه نمودن تولیدکننده های گردابه به ایرفویل، اگر با انتخاب درست موقعیت، نصب شود و اندازه قطر سیلندر مناسب تعیین گردد، باعث کاهش ضریب پسا و افزایش ضریب برآ می گردد. بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به ترکیب ایرفویل و فلپ به همراه تولیدکننده گردابه ای از نوع سیلندری در زاویه حمله دوازده درجه با قطر ده میلی متر با مقدار ۳,۲۵۸۷ می باشد، که این نتیجه نشان می دهد که اگر تولیدکننده های گردابه روی بال نصب گردند، جدایش دیرتر و در زاویه حمله بالاتری رخ می دهد.

با نصب سیلندر بر روی ایرفویل، با توجه به شکل (۴-۱۰)، جدول (۴-۳) و کانتورهای به دست آمده (ضمیمه) در حالتی که استوانه مابین ایرفویل و فلپ با قطر سیلندر بزرگتر ($D=15\text{mm}$) مادامی که در راستای وتر می باشد، جریان شبه کارمن در پشت ایرفویل به طور کامل تشکیل نشده و اندرکنش ناشی از ریزش گردابه ها از سطوح بالایی و پایینی ایرفویل می باشد و به علت تشکیل نشدن گردابه های کامل، مومنت

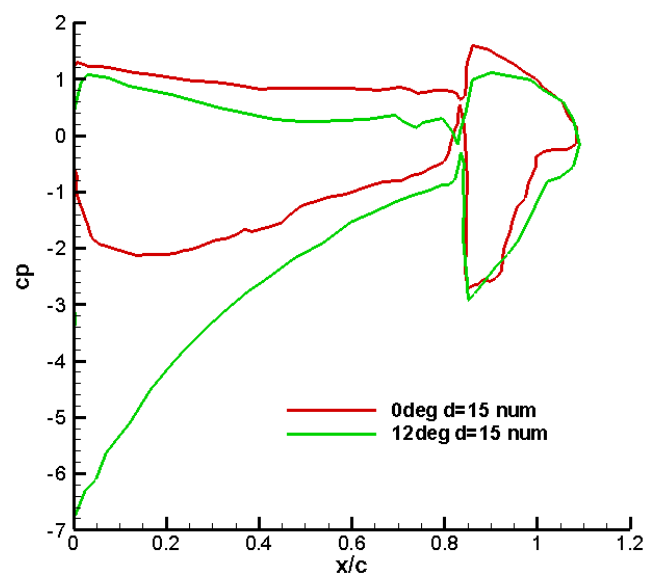
کمتری را به لایه مرزی جدا شده تزریق می‌کنند، در نتیجه نیروی برآی کمتری نسبت به سیلندر با قطر کمتری داریم. در مقابل با توجه به شکل (۴-۹)، جدول (۴-۳) و کانتورهای به دست آمده با مناسب انتخاب کردن قطر سیلندر ($D=10\text{mm}$) و کمی دور کردن آن از لبه فرار ایرفویل و نزدیک کردن آن به فلپ در راستای وتر، به علت تشکیل کامل تر جریان گردابه‌ای و پشت ایرفویل اندرکنش قوی‌تری مشاهده می‌شود. به علت متلاشی شدن گردابه‌های بزرگ در دنباله ایرفویل گردابه‌های ریزتری تشکیل شده، با ریزش گردابه‌های ریز بیشتر، مومنتم بیشتری به ناحیه جدایش تزریق می‌شود که این امر، انرژی جنبشی را افزایش داده و جدایش را به تعویق می‌اندازد. در زاویه فلپ ۴۵ درجه نسبت به زوایای دیگر فلپ مانند ۵۰ و ۵۵ درجه در نمودار توزیع فشار، قسمت انتهایی پایینی فلپ کمی اختلاف فشار بیشتر (خمیدگی بیشتر) نسبت به حالت دیگر دارد که در اینجا افت فشار کمتر در دنباله را داریم و دیرتر جدا شده جدایش را مشاهده می‌کنیم.



شکل (۴-۸): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۴۵ درجه و بدون سیلندر



شکل (۴-۹): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه 45° و با سیلندر به قطر ده میلی متر



شکل (۴-۱۰): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه 45° و قطر سیلندر پانزده میلی متر

جدول (۳-۴) : مقدار ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۴۵ درجه

زاویه فلپ زاویه ایرفویل	D = 0	D = 10	D = 15	زاویه فلپ ۴۵ درجه
زاویه حمله ایرفویل صفر درجه	1/815	1/98	2/1900	Cl
	2/315e-2	2/452e-2	2/9202e-2	Cd
	78/4017	80/7504	75	Cl/Cd
زاویه حمله ایرفویل دوازده درجه	3/2216	3/2587	3/1095	Cl
	2/0960e-2	2/7665e-2	2/8672e-2	Cd
	153/7022	117/8127	108/4507	Cl/Cd

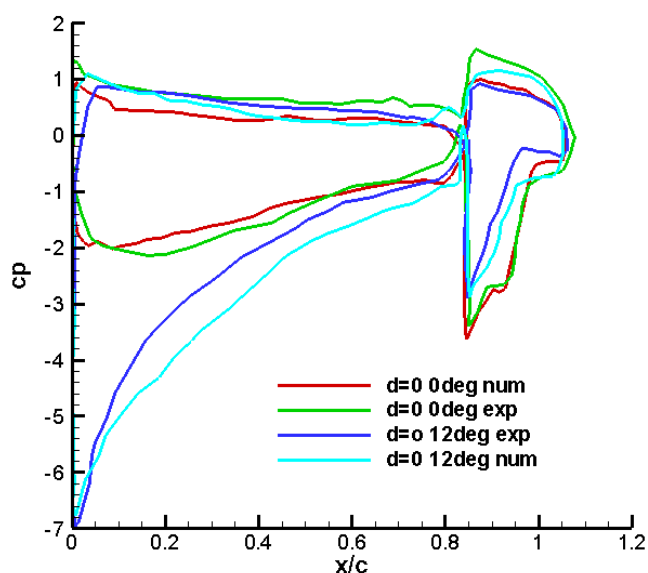
۳-۶-۴) زاویه فلپ در ۵۰ درجه در سه وضعیت $d=0, d=10, d=15$:

اشکال (۴-۱۱)، (۴-۱۲) و (۴-۱۳) توزیع ضریب فشار در پیکربندی سیلندر و ایرفویل با زاویه حمله صفر و دوازده درجه در حالت‌های عددی و آزمایشگاهی در انحراف فلپ با زاویه ۵۰ درجه را نشان می‌دهد. مانند نتایج قبلی اختلاف فشار با زاویه حمله افزایش یافته و به تبع آن نیز نیروی برآ بهبود پیدا می‌کند. با این حال با نتایج به دست آمده در جدول (۴-۴) در مقایسه با فلپ در زوایای ۴۵ و ۵۵ نتایج بهبود یافته خیلی چشمگیر نیست و حتی در زاویه حمله صفر درجه با قطر سیلندر پانزده میلی‌متر نتیجه معکوس داشته است (با توجه به گفته‌های قبلی باید اندازه سیلندر با زاویه فلپ و موقعیت قرارگیری سازگاری داشته باشد تا نتایج معکوس ایجاد نشود). در زاویه حمله دوازده درجه با قطر سیلندر ده میلی‌متر گردابه‌های برخواسته از لایه برشی در سطح فوقانی ایرفویل در مسیر طولانی‌تری خود را حفظ نموده و در نهایت با گردابه‌های منفی از سطح فوقانی

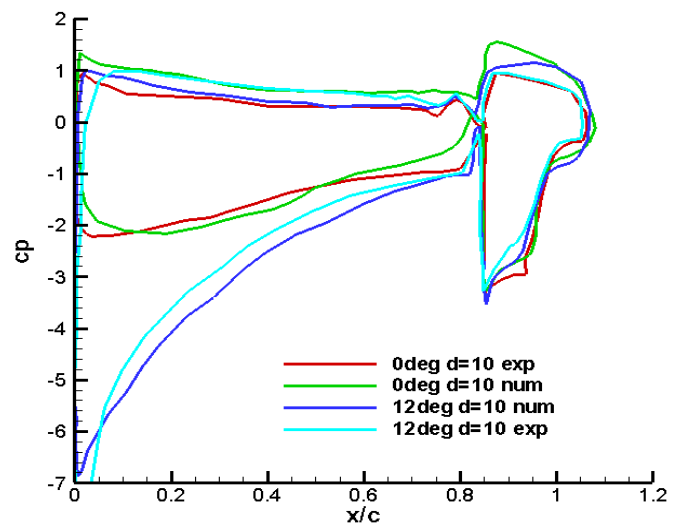
استوانه اندرکنشی قوی‌تر و در نتیجه دنباله کشیده‌تری دارد. در نتیجه نسبت به ایرفویل بدون سیلندر دنباله بزرگتر و چسبیده‌تری دارد، جدایش دیرتر اتفاق افتاده و نیروی برآ افزایش می‌یابد.

با توجه به نمودارهای توزیع فشار می‌توان به این نتایج رسید که فقط تفاوت کوچک در توزیع فشار بین پیکربندی اصلی ایرفویل بدون سیلندر و بهترین پیکربندی ایرفویل با نصب سیلندر در انحراف فلپ ۵۰ درجه است. در فلپ با زاویه انحراف ۵۰ درجه اوج فشار منفی کمی کاهش می‌یابد، با این حال افزایش کلی در فشار منفی در سطح فلپ بالا حداقل است. در زاویه حمله بالا خطوط توزیع فشار در سطح فلپ کشیده‌تر شده و تفاوت بیشتر نمایان است. که این عمل باعث بیشتر نگه‌داشتن لایه مرزی و کشیده نگه‌داشتن آن در لبه انتهایی مجموعه ایرفویل می‌شود.

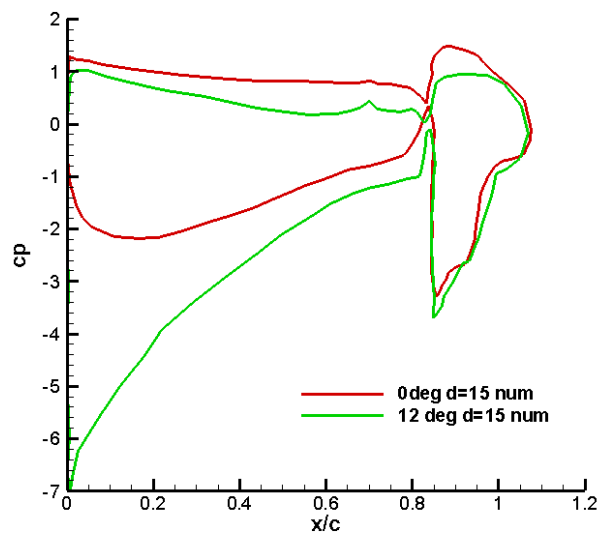
مشاهدات به دست آمده در کانتورهای سرعت (ضمیمه تحقیق) نشان می‌دهد که گردابه‌های ایجادشده در پشت استوانه با لایه‌های برشی سطح ایرفویل در قسمت‌های پایینی و بالایی ایرفویل اختلاط پیدا کرده، به سمت سطح کشیده و جریان را تا حدودی به سمت خود مکش می‌کند، همچنین مشاهده می‌شود حباب‌ها و گردابه‌های ایجادشده در قسمت جلویی فلپ در لبه پیشرو فلپ که جدایی جریان در حال آغاز شدن است باعث ایجاد یک لایه آرام در سطح انتهایی ایرفویل می‌شود.



شکل (۴-۱۱): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۰ درجه و بدون سیلندر



شکل (۴-۱۲): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه 50° درجه و قطر سیلندر ده میلی متر



شکل (۴-۱۳): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه 50° درجه و قطر سیلندر ۱۵ میلی متر

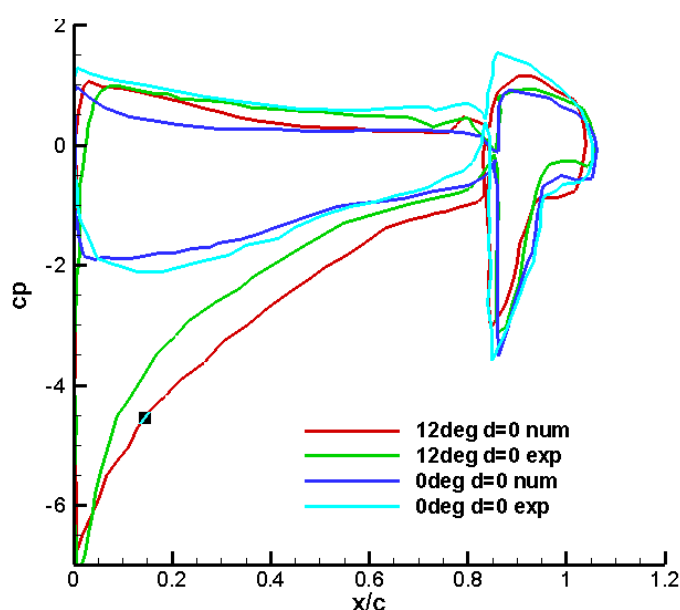
جدول (۴-۴) : مقدار ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۵۰ درجه

زاویه فلپ زاویه ایرفویل	D = 0	D = 10	D = 15	زاویه انحراف فلپ ۵۰ درجه
زاویه حمله ایرفویل صفر درجه	1/97	2/01	2/1553	Cl
	2/572e-2	2/618e-2	2/9589e-2	Cd
	76/5940	76/7761	72/8412	Cl/Cd
زاویه حمله ایرفویل دوازده درجه	2/8582	3/1093	3/0898	Cl
	2/6732e-2	2/7553e-2	2/8671e-2	Cd
	106/9205	112/8479	107/7674	Cl/Cd

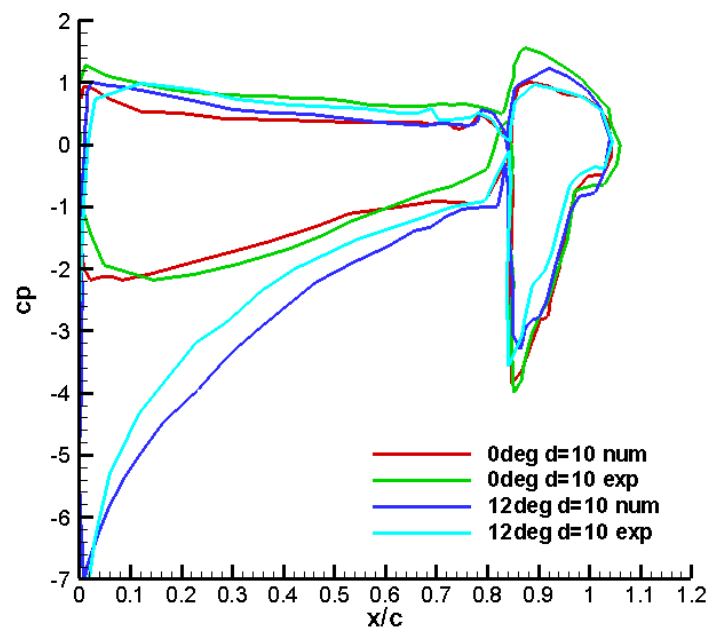
۴-۶-۴) زاویه فلپ در ۵۵ درجه در سه وضعیت $d=0, d=10, d=15$:

با توجه به نتایج به دست آمده در زاویه حمله پایین در زاویه انحراف فلپ بالا، نصب سیلندر زیاد موثر نبوده و مقدار نیروی برآ به نیروی پسا در حالت بدون سیلندر برابر با ۸۰,۷۵۶۰ بوده در حالی که در حالت نصب سیلندر با قطر ۱۰ و ۱۵ به مقدار ۶۷,۰۴۹۴ و ۷۹,۸۶۰۸ می رسد (که از تقسیم مقدار نیروی برآ به پسا به دست می آید). در زاویه حمله بالا، گردابه های لبه ایرفویل که بلافاصله پس از ایجاد فشارهای مثبت و منفی در سطوح بالایی و پایینی ایرفویل تشکیل می شود، اثری در آغاز جدایش جریان نداشته و اثر غالب آن، کاهش دهانه موثر ایرفویل می باشد. با نتایج به دست آمده در جدول (۴-۵) می توان این نتیجه را تا حدودی گرفت که این زاویه انحراف فلپ با زاویه ۵۵، بیشتر در مواقع فرود مورد استفاده قرار گرفته و فلپ را در این زاویه تنظیم می کنند. با توجه به نتایج به دست آمده در نمودارهای توزیع فشار (۴-۱۴)، (۴-۱۵) و (۴-۱۶) مشاهده می شود که لبه جلویی در سطح فلپ بالا به طور قابل توجهی پایین تر است و افزایش فشار ناگهانی بیشتر در سمت انتهایی فلپ می باشد که جدایی جریان در این منطقه به تعویق می افتد که بیشتر برای بهبود فشار در

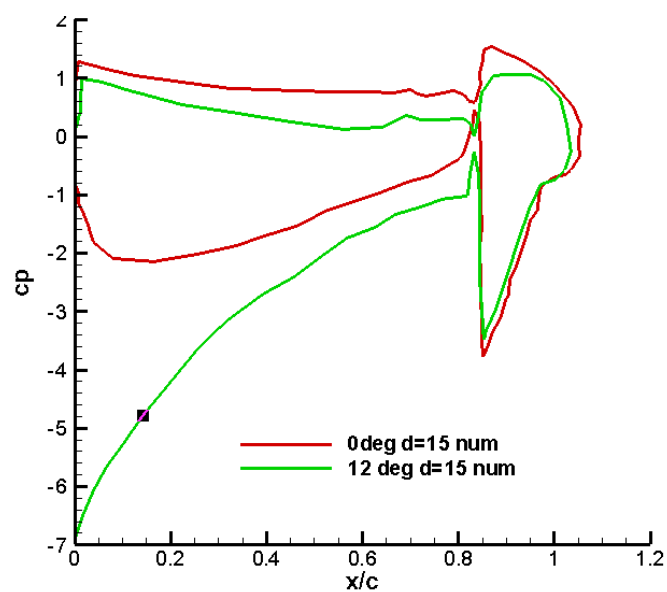
این منطقه ما به یک سیلندر کوچک‌تر و با فاصله نزدیک به فلپ نیاز داریم. همچنین در قسمت بالایی ایرفویل به دلیل نصب سیلندر، در این محل مقداری افت فشار داریم که احتمالاً در آنجا گردش سرعت جریان افزایش می‌یابد و نیروی لیفت را افزایش می‌دهد. بیشتر جریان‌های آشفته از لایه‌های زیرین ایرفویل در زاویه حمله بالا به استوانه می‌رسد و در آنجا با گردابه‌های ریز پشت سیلندر اختلاط پیدا می‌کنند و به لایه مرزی در حال رشد تزریق شده، انرژی جنبشی را افزایش داده و کمی جدایش را به تعویق می‌اندازد.



شکل (۴-۱۴): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و بدون سیلندر



شکل (۴-۱۵): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و قطرسیلندر ۱۰ میلی متر



شکل (۴-۱۶): توزیع ضریب فشار، فلپ در زاویه ۵۵ درجه و قطرسیلندر ۱۵ میلی متر

جدول (۴-۵) : مقدار ضرایب آیرودینامیکی در ایرفویل با زاویه فلپ ۵۵ درجه

زاویه فلپ زاویه ایرفویل	D = 0	D = 10	D = 15	زاویه انحراف فلپ در ۵۵ درجه
زاویه حمله ایرفویل صفر درجه	2/115	2/181	1/9095	Cl
	2/619e-2	2/731e-2	2/8479e-2	Cd
	80/7560	79/8608	67/0494	Cl/Cd
زاویه حمله ایرفویل دوازده درجه	2/7586	3/0876	2/9939	Cl
	2/2701e-2	2/4993e-2	2/6973e-2	Cd
	121/5188	123/5385	110/9961	Cl/Cd

فصل ۵:

جمع‌بندی و پیشنهادها

۵-۱) نتیجه گیری:

در این پایان نامه رفتار ایرفویل NLF-MOD22B در زوایای حمله مختلف همراه با فلپ در زوایای مختلف و وجود مولد گردابه استوانه‌ای به روش عددی بررسی شد. صحت نتایج حل عددی با داده‌های آزمایشگاهی تایید شده است. با توجه به نتایج حل عددی در سایر منابع، مدل توربولانسی $k - \varepsilon$ RNG با عنوان مدل آشفتگی مناسب انتخاب شده است.

با نصب سیلندر مابین فلپ و ایرفویل به منظور اضافه کردن مومنتوم به لایه مرزی به این نتیجه می‌رسیم که گرداب ایجاد شده در اثر نصب سیلندر، با لایه مرزی اختلاط پیدا کرده و موجب می‌شود که در جدایی جریان تأخیر ایجاد شود. نمودارها نشان می‌دهد که جدایی جریان در واقع می‌تواند با کنترل غیرفعال تأخیر پیدا کرده و باعث بهبود نیروی برای کل سیستم فلپ و ایرفویل گردد ولی باید به این نکته توجه داشته باشیم که در طراحی یک ایرفویل دقت شود که سطوح کنترلی به خصوص فلپ‌ها در مناطقی قرار بگیرند که در حداکثر بازده زاویه حمله، اثرپذیری و کارایی خود را حفظ کنند و حتی پس از واماندگی کامل بال، قابل استفاده باقی بمانند، زیرا برای خروج از شرایط واماندگی و بازیافت هواپیما به شرایط پروازی، کاربرد سطوح کنترلی به خصوص فلپ‌ها اجتناب‌ناپذیر است. با توجه به نتایج به دست آمده در جداول و نمودارهای این فصل انتخاب قطر سیلندر مناسب نه خیلی کوچک و نه خیلی بزرگ مانند قطر $D=10\text{mm}$ در زوایای انحراف فلپ، مانند ۴۵ درجه، از ۱۰ تا ۱۵ درصد بهبود ضرایب آیرودینامیکی داشته باشیم و همچنین باید به این نکته توجه داشته باشیم که انتخاب نامناسب قطر سیلندر و انحراف فلپ می‌تواند نتیجه معکوس داشته و باعث تداخل در سیستم شود.

۲-۵) پیشنهادات:

- ۱- سیلندر با قطر بزرگتر می‌تواند همراه با یک فاصله بیشتر، برای ایجاد گرداب بزرگتر به منظور بهبود اثربخشی سیلندر در زوایای پایین‌تر فلپ مورد استفاده قرار بگیرد.
- ۲- می‌توان از مدل‌های توربولانسی دیگر استفاده نمود که هم دقت بالاتر و هم وقت کمتری را در برگرد و نتایج را با یکدیگر مقایسه نمود.
- ۳- سیلندر را می‌توان در قسمت جلوی ایرفویل مورد بررسی قرار داد، این تحقیق قابلیت‌های جدایی جریان را در زوایای حمله بالا نشان داد. این مورد بهتر است در یک مدل ایرفویل کامل و سرعت بالا مورد بررسی قرار گیرد که بیشتر به بهبود شرایط عملی نزدیک است.
- ۴- استفاده از تکنیک‌های تجسم جریان مانند PIV (ذرات سرعت سنجی تصویر)، که می‌تواند اطلاعات بیشتر در مورد رفتار جریان در شکاف و فلپ به ما بدهد.
- ۵- جابجایی موقعیت سیلندرها بین ایرفویل و بالچه، و مقایسه نتایج با یکدیگر.
- ۶- می‌توان از تحلیل‌های سه‌بعدی جهت حل دقیق‌تر و کارآمدتر استفاده نمود.

مراجع

- [1] Gad-el Hak, M. Flow Control; Passive, Active, and Reactive Flow Management. Cambridge University Press, (2000).
- [2] Schlichting, H.,. Boundary layer theory. 7th edition, McGraw-hill book company. (1979).
- [3] Velte C.M., and Hansen M.O.L., and CavarD "Flow Analysis of Vortex Generators on WingSection by Stereoscopic Particle Image VelocimetryMeasurements", Environmental Research Letters, v. 3,no. 015006, pp. 1-11. .(2008),
- [4] Taylor , Bruynes., " Shock Absorbers Save Structures ", NASA , USA.. (1960).
- [5] Lin, John C, " Control of TurbulentBoundary Layer Separation Using Micro VortexGenerators", 30th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA 99-3404. . (1999).
- [6] Melin, Tomas, Crippa, Simone, Holly, Martin and Smid, Miroslav, (2006), " Investigating Active Vortex Generators as a Novel High Lift Device", 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS (2006).
- [7] Prince, Simon A, Khodagolian, Vahik, Singh, Chrisminder, Moir, Sunil and Kokkalis, Anastasios, (2008), " Aerodynamic Stall Suppression on Aerofoil Section Using Passive Air Jet Vortexgenerators", 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS (2008).
- [۸] مجتبی دهقان منشادی، " بررسی عددی و تجربی _ اثر مولدهای ورتکس بر رفتار جریان گردابه ای در اطراف یک جسم تقارن محوری "، رساله کارشناسی ارشد، دانشگاه مالک اشتر اصفهان (۱۳۹۳)
- [۹] غلامرضا عبدی زاده، " بررسی تأثیر پارامترهای مختلف در واماندگی دینامیکی ایرفویل NACA0012 "، رساله کارشناسی ارشد، دانشگاه مالک اشتر تهران (۱۳۹۶)
- [10] Yokokawa, Yuzuru, Kanazaki, Muryama, Mitsuhiro, Kato, Hiroyuki, Ito, Takeshi and Yamamoto, Kazuomi. (2008), " Investigation of The Flow Over Nacelle/ pylonand Wing Controlled With Vortex Generator in High-Lift Configuration", 26th International Congress of The Aeronautical Sciences, ICAS(2008).
- [11] Součková, Natálie, Šimurda, David, and Popelka, Lukáš, " Control of Boundary Layer Separation on Flapped Airfoil With Low – Profile Vortex Generator", Colloquium Fluid Dynamics. . (2009)
- [12] Von Stillfried, Florian, " Computational studies of passive vortex generators for flow control", PhD Thesis, Royal Institute of Technology Stockholm. . (2009).

[13] Quackenbush, Todd R, Jr, Robert M. McKillip, and Whitehouse, Glen R, " Development and Testing of Deployable Vortex Generators Using SMA Actuation", 8th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2010-4686. (2010).

[14] Souverein, L. J., Debieve, J. F, " Effect of air jet vortex generators on a shock wave boundary layer interaction", Experimental Fluids journal, pp1053-1064. (2010).

[15] Kuklová, Jana, Popelka, Lukáš and Matějka, Milan, " Infrared Thermography as a Visualization Tool of Flow Control By Vortex Generators", Colloquium Fluid Dynamics 2010, Institute of Thermomechanics AS CR, v.v.i., Prague. (2010).

[16] D.P. Jansen, " Passive Flow Separation Control on an Airfoil-Flap Model The Effect of Cylinders and Vortex Generators" For obtaining the degree of Master of Science in Aerospace Engineering at Delft University of Technology, August (2012)

[۱۷] نادر نبهانی، مکانیک سیالات، تهران، دانشگاه صنعتی شریف، مؤسسه انتشارات علمی، (۱۳۸۰)

[۱۸] محمد هاشم صدراپی، "طراحی هواپیما"، دانشگاه امام حسین (۱۳۹۰)

[19] ANSYS. ANSYS FLUENT 12.0 User's Guide. Inc., (2009).

[۲۰] سید آرش شمس طالقانی، "تحلیل تجربی _ عددی کنترل جریان روی بال توسط عملگر پلاسمایی"، رساله ی دکتری، دانشگاه خواجه نصیر (۱۳۹۱)

[۲۱] دکتر منوچهر راد، دکتر محسن قدیانی، "جریان سیال تراکم ناپذیر"، انتشارات پژوهشگاه مواد و انرژی وزارت علوم، (۱۳۸۷)

[22] Von Karman, T.,. Mechanische Ähnlichkeit und Turbulenz, Proc. Int. Congr. Appl. Mech., 3rd, Stockholm, Part 1, 85-105 (1930).

[۲۳] محمود یحیایی، "اثر باد بر سازه ها به انضمام آیین نامه باد ASCE-1996"، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، (۱۳۷۸)

[24] E. Simiu and R.H. Scanlan, Wind effect on structures, 3th edition, Wiley Interscience, New York, (1996)

[25] A. Sohankar, C. Norberg and L. Davidson, Numerical Simulation of Unsteady Flow Around a Square Two-Dimensional Cylinder, In. Proc. 12th Australasian Fluid Mechanics Conference, R.W. Bilger (Ed.), pp.517-520, The University of Sydney, Australia, Dec. (1995).

[26] V. Strouhal, Über eine besondere Art der Tonerregung, Ann. Physik und Chemie, Neue Folge, vol. 5, pp.216-251, (1878).

[۲۷] نظری نیا، مهدی، "تحلیل جریان پشت و روی بال با بالک های مختلف"، پایان نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف، دانشکده هوا فضا مهندسی (۱۳۸۱)

[۲۸] قاسم حیدری نژاد، "مقدمه ای بر توربولانس"، دانشگاه تربیت مدرس (۱۳۸۸)

[29] Jones, W.P. and Launder, B.E.,. The Prediction of Laminarization with a Two-Equation Model of Turbulence, International Journal of Heat and Mass Transfer, 15,301-314. (1972).

[30] Kolmogorov A.N.,. The equations of turbulent motion in an incompressible fluid. Izvestiya, Academy of Sciences, USSR, Physics, 6: 56-58. Lamb, H., 1932. Hydrodynamics. Dover Publications, New York (1942).

[31] Menter, F. R. (August 1994), "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications", AIAA Journal 32 (8): (1598–1605).

Abstract:

Speed and range are among the most important parameters for performance evaluation of moving objects. One way to improve these parameters is to decrease drag force and/or increase lift force. Based on previous studies, flow control is one of the methods to reduce drag force. Flow control is one of the most important practical issues in aerodynamic of flying objects. Flow control includes changes in the behavior of fluid flow proportional to the desired objectives. The objectives could include decreasing drag force, increasing lift force, reduction of noise pollutions, and mixing of fluid flows.

Flow control could be done by two different methods; Active and Passive. There is no energy consumption in the passive flow control method. Creation of surface roughness and use of vortex generators are examples of this method. One of the passive flow control methods is to create boundary layer using vortex generators by installation of cylinder between wings. In this work, the effect of vortex generators at the top level of airfoil surface which is used to control boundary layer and to delay or eliminate in layer separation, on the aerodynamic coefficients was investigated by numerical calculations. In the calculations, the coefficients and their increasing/decreasing using energy and momentum conservation formulas was studied.

The coefficients are included lift coefficient and drag coefficient. Then, we can compare it with experimental project of the mentioned airfoil. In this method, using circular cylinders between the balconies, it can be created small vortexes at body surface area that will increase flow energy. This process will delay flow separation. Then, it increases lift and decreases drag on the wings. In this method, flow rotation on the airfoil causes changes in flow direction and as a result of this flow interaction, it will be created a rotation on the airfoil. The purpose of this study is to analyze flow around airfoil and winglets in the presence of vortex generators in different attacking angles of airfoils and winglet.

Then, according to the diameter of the cylinder and its place, the best conditions in system performance will be evaluated. The results show that by mounting cylinder between airfoil and winglets in order to add momentum to the boundary layer, we can conclude that the created vortices as a result of cylinder mounting, will be mixed with the boundary layer and causes a delay in the flow direction. The results show that flow separation can delay with passive control about 0.1s to 0.3s and it bring about optimizing total lift force of airfoil and winglet system about 0.5 to 1 percent.

Active and passive flow control can be done in two ways. We do not need any energy at idle control method, creating surface roughness or the use of vortex generators are examples of this method.

One approach is to disable the control of the boundary layer flow to the vortex generators of the type of cylinder installed between the wing and the Balkans.

Numerical solution are helping to this study which, effect of vortex generators at a high level to control and delay or eliminate the boundary layer separation is used, on the aerodynamic coefficients are investigated. The circular cylinder using a small vortex in the Balkans can be created in the body, resulting in increased energy flow.

This separation process is delayed, result to increase lift and reduce drag on the wing as well. Swing flow on the airfoil makes to flow by this method has changed as a out come of the

interaction of the flow creates a spin on the surface of the airfoil.

The aim of this study was to analyze the flow around airfoils and winglets in the presence of a vortex generators on the airfoil and wing angles of attack is different. Then, according to the diameter of the cylinder and place it in the best conditions, system performance is evaluated.

Keywords:

Flow control , drag and drift forces , airfoil , vortex generators , wing of an aircraft



Energy Institute of Higher Education

Thesis Title

**Application of flow control using a vortex generating method on the wing
of an aircraft in order to control lift and drag forces**

By:

Amin Imani

Supervisor:

M. Jalilian

Advisor:

Y. Yasi

October 2019