

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده مکانیک

## بررسی عددی جریان تراکم‌ناپذیر حول ایرفویل فوق‌بحرانی با استفاده از اپن فوم

پایان‌نامه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی

شیرین دریک‌وند

استاد راهنما

دکتر محمود اشرفی‌زاده



دانشگاه صنعتی اصفهان

دانشکده مکانیک

پایان نامه‌ی کارشناسی ارشد رشته‌ی مهندسی مکانیک – تبدیل انرژی شیرین دریگ‌وند  
تحت عنوان

**بررسی عددی جریان تراکم‌ناپذیر حول ایرفویل فوق‌بحرانی با استفاده از اپن فوم**

در تاریخ توسط کمیته‌ی تخصصی زیر مورد بررسی و تصویب نهایی قرار گرفت.

۱- استاد راهنمای پایان‌نامه دکتر محمود اشرفی‌زاده

۲- استاد مشاور پایان‌نامه دکتر محسن دوازده امامی

۳- استاد داور دکتر محمدرضا سلیم‌پور

۴- استاد داور دکتر احمد صداقت

سرپرست تحصیلات تکمیلی دانشکده دکتر محمد رضا سلیم‌پور

کلیه حقوق مادی مترتب بر نتایج مطالعات،  
ابتکارات و نوآوری‌های ناشی از تحقیق موضوع  
این پایان‌نامه (رساله) متعلق به دانشگاه صنعتی  
اصفهان است.

## فهرست مطالب

<u>صفحه</u>	<u>عنوان</u>
هشت	فهرست مطالب
ده	فهرست اشکال
دوازده	فهرست جداول
۱	چکیده
<b>فصل اول: مقدمه</b>	
۲	۱-۱ ایرفویل
۴	۲-۱ عدد ماخ بحرانی
۵	۳-۱ عدد ماخ واگرایی-پسا
۶	۴-۱ ایرفویل فوق بحرانی
۸	۵-۱ تونل باد گذر صوتی لانگلی
۹	۶-۱ مروری بر کارهای گذشته
۱۲	۷-۱ مروری بر گسسته سازی عبارت جابه جایی
۱۳	۸-۱ نرم افزار مورد استفاده
۱۵	۹-۱ کار انجام شده در پروژه حاضر
<b>فصل دوم: معادلات حاکم بر جریان</b>	
۱۶	۱-۲ معادلات ناویراستوکس
۱۶	۲-۲ معادلات ترکیبی برای سیال نیوتنی
۱۸	۳-۲ آشفستگی
۱۹	۱-۳-۲ مدل های اغتشاش
۲۰	۲-۳-۲ مدل یک معادله ای Spalart-Allmaras
۲۰	۳-۳-۲ مدل دو معادله ای $k - \omega SST$
۲۰	۴-۲ توابع دیواره
۲۲	۵-۲ شکل کلی معادله انتقال
۲۳	۶-۲ شرایط مرزی
<b>فصل سوم: گسسته سازی به روش حجم محدود</b>	
۲۴	۱-۳ حجم کنترل
۲۶	۲-۳ بررسی کیفیت مش
۲۸	۳-۳ گسسته سازی عبارت مکانی
۳۱	۱-۳-۳ عبارت جابه جایی
۳۸	۲-۳-۳ عبارت دیفیوژن
۴۱	۳-۳-۳ عبارت چشمه
۴۲	۴-۳ شرایط مرزی

۴۲	شرایط مرزی برای معادله انتقال.....	۱-۴-۳
۴۳	شرایط مرزی برای معادلات ناویر استوکس .....	۲-۴-۳
۴۴	حل دستگاه معادلات.....	۵-۳
۴۴	روشهای مستقیم.....	۱-۵-۳
۴۴	روشهای تکرار برای حل دستگاه معادله‌های جبری:.....	۲-۵-۳
۴۵	الگوریتم حل معادلات ناویراستوکس.....	۶-۳
۴۶	معادله فشار.....	۱-۶-۳
۴۷	الگوریتم کوپل فشار-سرعت.....	۲-۶-۳

#### فصل چهارم: نتایج

۴۹	مقدمه.....	۱-۴
۴۹	ایرفویل مورد بررسی.....	۱-۴
۵۱	شبکه.....	۲-۴
۵۳	بررسی اثر گسسته‌سازی بر دقت حل.....	۳-۴
۵۴	جابه‌جایی.....	۱-۳-۴
۵۶	گرادیان سرعت.....	۲-۳-۴
۵۷	گرادیان فشار.....	۱-۳-۴
۵۸	دیفیوژن.....	۲-۳-۴
۶۱	گرادیان عمودی سطح.....	۳-۳-۴
۶۲	میانمایی.....	۴-۳-۴
۶۳	روش گسسته‌سازی نهایی.....	۵-۳-۴
۶۴	تابع دیواره.....	۴-۴
۶۵	مقایسه مدل آشفتگی.....	۵-۴
۶۵	روش حل معادلات.....	۶-۴
۶۷	ضریب زیر تخفیف.....	۷-۴
۷۰	زاویه حمله صفر.....	۸-۴
۷۱	زاویه حمله چهار درجه و ماخ ۰/۱.....	۹-۴
۷۲	عدد ماخ ۰/۱۵.....	۱۰-۴
۷۵	عدد ماخ ۰/۲.....	۱۱-۴

#### فصل پنجم: نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۷۷	نتیجه‌گیری.....	۱-۵
۷۸	پیشنهادات.....	۲-۵
۷۹	مراجع.....	
۸۲	چکیده.....	

## فهرست اشکال

<u>شماره شکل</u>	<u>صفحه</u>
شکل ۱-۱ نمودار تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله [۱]	۳
شکل ۲-۱ تعریف عدد ماخ بحرانی و نقطه فشار کمینه بر روی سطح ایرفویل [۶]	۴
شکل ۳-۱ نمودار تغییرات پسا بر حسب عدد ماخ جریان بالا دست [۳]	۵
شکل ۴-۱ ایرفویل مجموعه ناکا-۶۴ در مقایسه با ایرفویل فوق بحرانی در زاویه حمله صفر [۵]	۷
شکل ۵-۱ ویژگی‌های واگرایی برای ایرفویل ناکا-۶۴ و ایرفویل فوق بحرانی [۴]	۸
شکل ۶-۱ تونل گذر صوتی لانگلی	۹
شکل ۷-۱ ساختار کلی یک فایل در اپن فوم [۴۱]	۱۴
شکل ۱-۲ مقدار متوسط و نوسانی	۱۹
شکل ۱-۳ سلول محاسباتی	۲۶
شکل ۲-۳ غیر متعامد بودن شبکه	۲۷
شکل ۳-۳ غیر متقارن بودن شبکه	۲۷
شکل ۴-۳ تغییرات $\phi$ نزدیک صفحه F	۳۴
شکل ۵-۳ دیاگرام سوئی بی [۳۹]	۳۴
شکل ۶-۳ محدوده کران دار بودن در دیاگرام NVD	۳۶
شکل ۷-۳ روش‌های گسسته‌سازی رایج در دیاگرام NVD	۳۶
شکل ۸-۳ تغییرات فی نزدیک صفحه	۳۷
شکل ۹-۳ رفتار غیر متعامدی	۳۸
شکل ۱۰-۳ مرز سلول	۴۲
شکل ۱-۴ ایرفویل فوق بحرانی SC(2)-0714	۴۹
شکل ۲-۴ شبکه C حول ایرفویل فوق بحرانی در نرم افزار گمیت	۵۱
شکل ۳-۴ شبکه بندی ناحیه نزدیک دیواره	۵۳
شکل ۴-۴ مقایسه تعداد تکرار روشهای مختلف گسسته‌سازی برای عبارت جابهجایی	۵۶
شکل ۵-۴ ضریب زیر تخفیف $U=NUTILDA=0.7$ و $P=0.5$	۶۷
شکل ۶-۴ ضریب زیر تخفیف $P=U=NUTILDA=0.7$	۶۷
شکل ۷-۴ ضریب زیر تخفیف $U=NUTILDA=0.3$ و $P=0.8$	۶۸
شکل ۸-۴ ضریب زیر تخفیف $U=NUTILDA=0.7$ و $P=0.1$	۶۸
شکل ۹-۴ ضریب زیر تخفیف $P=U=NUTILDA=0.5$	۶۹
شکل ۱۰-۴ تغییرات سرعت اطراف ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه	۷۰
شکل ۱۱-۴ تغییرات سرعت در نزدیکی دیواره فرار ایرفویل فوق بحرانی در زاویه حمله صفر درجه	۷۱
شکل ۱۲-۴ تغییرات فشار اطراف ایرفویل در زاویه حمله صفر درجه	۷۱
شکل ۱۳-۴ تغییرات سرعت اطراف ایرفویل در زاویه حمله چهار درجه و مدل آشفتگی K-KL-OMEGA	۷۴

شکل ۴-۱۴ جدایش جریان در لبه فرار اطراف ایرفویل در زاویه حمله چهار درجه ..... ۷۴

شکل ۴-۱۵ جدایش جریان در لبه فرار اطراف ایرفویل در زاویه حمله چهار درجه و عدد ماخ ۰/۲ ..... ۷۶



## فهرست جداول

شماره جدول	صفحه
جدول ۱-۱ روش‌های گسسته سازی و حل معادلات در این فوم.....	۱۲
جدول ۱-۴ شرایط مرزی .....	۵۱
جدول ۲-۴ اثر درشتی شبکه بر دقت حل .....	۵۳
جدول ۳-۴ اثر گسسته سازی عبارت جابه‌جایی بر دقت حل.....	۵۴
جدول ۴-۴ اثر گسسته سازی گرادیان سرعت بر دقت حل .....	۵۷
جدول ۵-۴ اثر گسسته سازی گرادیان فشار بر دقت حل.....	۵۸
جدول ۶-۴ اثر گسسته سازی عبارت گرادیان عمودی سطح دیفیوژن بر دقت حل .....	۵۹
جدول ۷-۴ اثر گسسته سازی عبارت دیفیوژن بر دقت حل.....	۶۰
جدول ۸-۴ اثر گسسته سازی گرادیان عمودی سطح بر دقت حل.....	۶۱
جدول ۹-۴ اثر گسسته سازی برای عبارت میانمایی بر دقت حل.....	۶۲
جدول ۱۰-۴ گسسته سازی کلی عبارات معادله ناویر استوکس .....	۶۳
جدول ۱۱-۴ بررسی روش گسسته سازی عبارت دیفیوژن.....	۶۳
جدول ۱۲-۴ بررسی روش گسسته سازی عبارت دیفیوژن.....	۶۴
جدول ۱۳-۴ بررسی تاثیر تابع دیواره بر دقت حل .....	۶۵
جدول ۱۴-۴ مقایسه مدل آشفستگی .....	۶۶
جدول ۱۵-۴ حلگر مناسب برای معادلات موجود.....	۶۷
جدول ۱۶-۴ ضریب زیر تخفیف بهینه .....	۷۷

## چکیده

امروزه یکی از ابزارهایی که جهت حل بهتر و درک بیشتر یک مسئله مهندسی مورد استفاده قرار می‌گیرد، نرم‌افزارهایی با قدرت حل و شبیه‌سازی می‌باشند. یکی از این نرم‌افزارها، نرم‌افزار این فوم است. از جمله امتیازات نرم‌افزار این فوم، تهیه کردن ابزار و حل‌کننده جدید بر اساس دانش‌های مربوط به مسئله مورد نظر می‌باشد. به عبارتی دیگر، می‌توان گفت که کاربر می‌تواند با شناختن مجهولات، پارامترهای فیزیکی و دیگر متغیرهای اساسی مسئله و از سوی دیگر دانستن تکنیک‌های برنامه‌نویسی، اقدام به ساختن یک فایل جدید نماید که می‌تواند به کمک آن مسائل را مورد ارزیابی قرار دهد. یکی از بحث‌های موجود در مورد استفاده از نرم‌افزار این فوم برای بررسی عددی مساله، مشکل ضرایب آیرودینامیکی حاصل از نرم‌افزار این فوم در مقایسه با داده‌های آزمایشگاهی و حتی سایر نرم‌افزارهای موجود مانند فلونت است. بررسی‌های زیادی تا به امروز صورت گرفته اما، خطای ضرایب آیرودینامیکی کاهش پیدا نکرده است. در واقع این بررسی‌ها به صورت جامع و همه‌جانبه نبوده است. در این نرم‌افزار روش‌های گسسته‌سازی بسیار متنوع و بیشتری نسبت به سایر نرم‌افزارهای موجود، وجود دارد. از طرفی تاثیر گسسته‌سازی بر دقت حل بسیار زیاد است. روش گسسته‌سازی به کار برده شده در این نرم‌افزار، روش حجم محدود است. با وجود اینکه این روش به خوبی شناخته شده است اما، در مورد گسسته‌سازی عبارات معادله ناویر استوکس بحث زیادی وجود دارد و به طور قطعی، یک روش مشخص که دقت حل مناسبی داشته باشد و نیز همگرایی را تضمین کند، تعیین نشده است. از اینرو در پروژه حاضر تاثیر روش‌های گسسته‌سازی مختلف بر دقت حل و نیز تاثیر مدل آشفتگی را بررسی نموده‌ایم. برای این منظور و با توجه به اهمیت ایرفویل‌های فوق بحرانی، این ایرفویل را به عنوان مدل انتخاب کرده‌ایم. هر چند که این ایرفویل‌ها به دلیل اهمیتشان در اعداد ماخ بالا گسترش یافتند، اما به دلیل اینکه مشکل ضرایب آیرودینامیکی این فوم حتی در اعداد ماخ بسیار پایین همچنان مورد بحث است و این مشکل تا به حال حل نشده است، به همین دلیل در این پایان‌نامه به بررسی عددی جریان تراکم‌ناپذیر در اعداد ماخ پایین در نرم‌افزار این فوم پرداخته شده است. در این بررسی‌ها روش‌های مختلف گسسته‌سازی از جمله روش‌های بالادستی، روش‌های خطی، روش‌های تی-وی-دی و NVD مورد بررسی قرار گرفت. روش بالادستی خطی برای عبارت جابه‌جایی بیشترین دقت را داشت. روش‌های تی-وی-دی هزینه محاسباتی زیادی داشتند. روش مورد استفاده برای گسسته‌سازی گرادیان (و به خصوص گرادیان فشار) تاثیر زیادی بر دقت حل دارد. در بررسی‌هایی که صورت گرفت مشخص شد که، روش QUICK برای گرادیان سرعت و روش حداقل مربعات برای گرادیان فشار دقت بسیار خوبی دارد. عبارت دیفیوژن به یک روش میانمایی و نیز یک روش برای گرادیان عمودی سطح نیاز دارد. برای میانمایی روش خطی مرتبه دو نسبت به سایر روش‌ها، از نظر پایداری و نیز از نظر دقت حل مناسب‌تر است. برای گرادیان عمودی سطح روش corrected به کار برده شد. معمولاً برای جلوگیری از ریز کردن زیاد شبکه در اطراف دیواره و در نتیجه جلوگیری از افزایش هزینه محاسباتی از توابع دیواره استفاده می‌شود. با توجه به اینکه استفاده از توابع دیواره باعث می‌شود در ناحیه نزدیک دیواره، به جای حل عددی از حل تقریبی استفاده شود، به همین دلیل این توابع در کاهش خطای عددی تاثیر زیادی دارد. تابع دیواره UWallFunction بهترین دقت را دارد. در این مطالعه، خطای ضریب درگ بین ۲ تا ۸ درصد بوده است. در اعداد ماخ پایین (تقریباً ۰.۱) مدل اسپالارت آلماراس نسبت به مدل‌های آشفتگی دیگر دقت حل بیشتری دارد ولی با افزایش عدد ماخ و نیز زاویه حمله، مدل آشفتگی k-omegaSST بهتر است. برای حل جریان از حلگر سیمپل فوم و از مدل‌های آشفتگی اسپالارت آلماراس و komegaSST استفاده شد. هم چنین روش‌های حل معادلات از نظر هزینه محاسباتی مقایسه شدند. روش چند شبکه‌ای GAMG کمترین تکرار را برای همگرایی نیاز دارد. علاوه بر حلگر، مقدار ضریب فوق تخفیف بر هزینه محاسباتی و نیز بر پایداری حل تاثیر بسیار زیادی دارد. به طوریکه با افزایش مقدار این ضریب برای معادله فشار، حل ناپایدارتر می‌شود.

**کلمات کلیدی:** این فوم-ایرفویل فوق بحرانی-روش‌های گسسته‌سازی-آیرودینامیک-ضرایب آیرودینامیکی-حلگر خطی

## فصل اول

### مقدمه

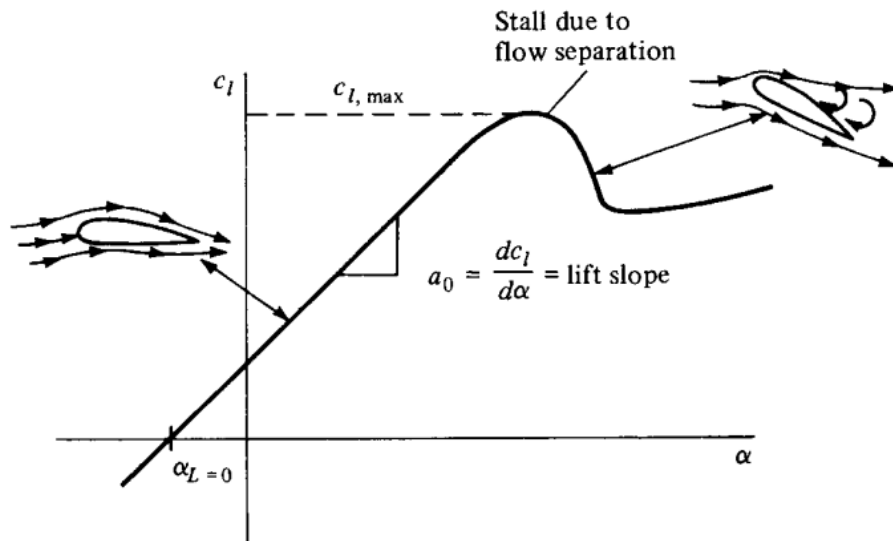
#### ۱-۱ ایرفویل

یکی از پارامترهای مهم در طراحی بال، انتخاب مقطع ایرفویل می‌باشد. مقطع ایرفویل مسئول تولید توزیع فشار بهینه در سطوح بالایی و پایینی بال است؛ به گونه‌ای که لیفت لازم را تولید کند. به بیانی دیگر، ایرفویل به عنوان یک سطح تولید کننده لیفت است، که این لیفت ناشی از تفاوت فشار بین سطوح بالایی و پایینی می‌باشد. در فرآیند انتخاب ایرفویل، تنها به هندسه ایرفویل یا توزیع فشار آن بسنده نمی‌شود. در واقع، خروجی‌های عملیاتی ایرفویل حاوی اطلاعات مفیدتری برای ارضای قیده‌های طراحی می‌باشد. نمودارهای متعددی شامل تغییرات لیفت، درگ و ممان پیچشی بی‌بعد نسبت به زاویه حمله وجود دارد که ویژگی‌های هر ایرفویل را، هنگامی که با دیگر ایرفویل‌ها در فرآیند انتخاب بال مقایسه می‌شود، نشان می‌دهند [۱].

بنابراین، عملکرد و ویژگی‌های یک ایرفویل را با ارائه کردن نمودارهای ذیل بررسی می‌کنیم.

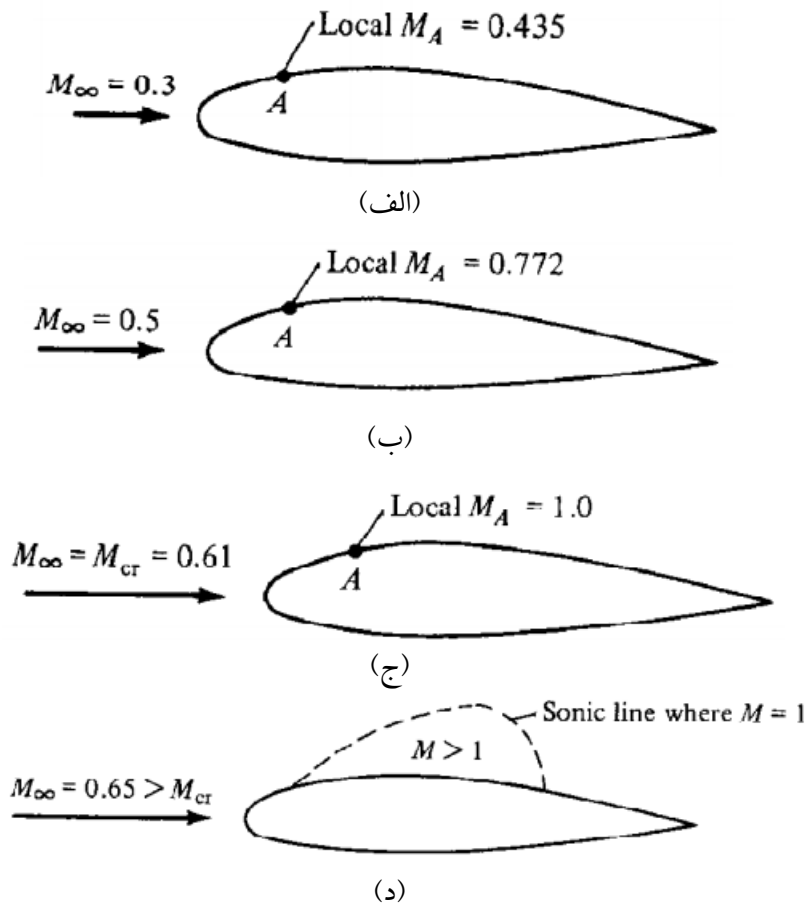
- تغییرات ضریب لیفت نسبت به زاویه حمله
- تغییرات ضریب درگ نسبت به زاویه حمله
- تغییرات ضریب درگ نسبت به ضریب لیفت

تغییرات نمونه‌وار ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای هر ایرفویل، در شکل ۱-۱ دیده می‌شود.



شکل ۱-۱ نمودار تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله [۱]

در زاویه‌های حمله کم تا متوسط، تغییرات ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله خطی است؛ شیب این خط راست را شیب برآ می‌نامند و آن را با  $\alpha_0$  نشان می‌دهند. در این ناحیه، همانند تصویر خط جریان در طرف شکل ۱-۱ جریان همواری در پیرامون ایرفویل برقرار است، و در بیشتر قسمت‌ها به سطح چسبیده است. اما، با افزایش زاویه حمله جریان شروع به جدایش از سطح بالای ایرفویل می‌کند و همانند طرف راست شکل ۱-۱ دنباله نسبتاً بزرگی در پشت ایرفویل به وجود می‌آید. درون این ناحیه جدا شده، جریان گردشی است و بخشی از جریان واقعا در خلاف جهت جریان آزاد حرکت می‌کند که جریان برگشتی نامیده می‌شود. این جدایش جریان، ناشی از اثرات لزجت است [۱].

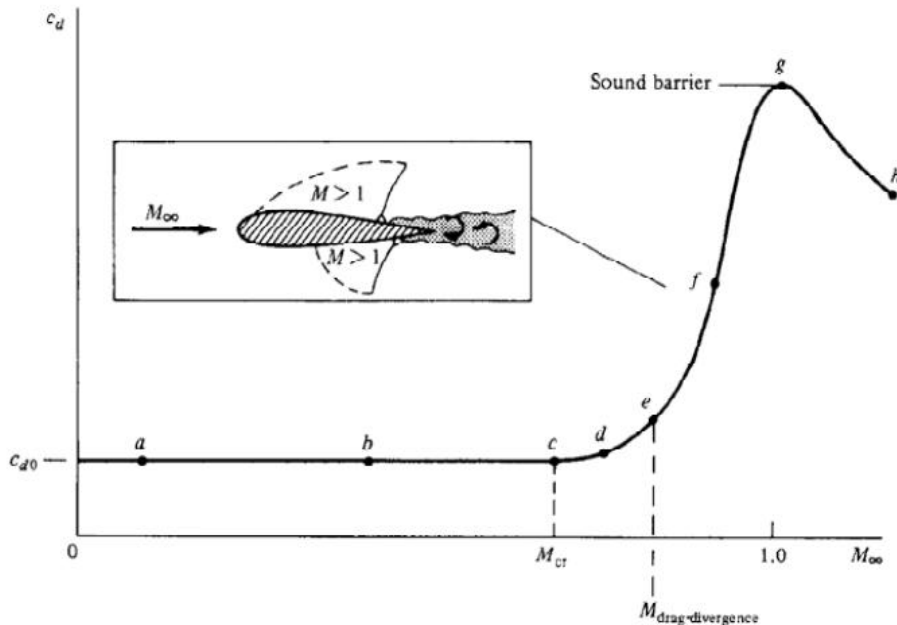


شکل ۲-۱ تعریف عدد ماخ بحرانی و نقطه فشار کمینه بر روی سطح ایرفویل [۶]

همانند شکل ۲-۱ (الف) ایرفویلی را در جریان کم سرعت، مثلاً با ماخ  $M_\infty = 0.3$  در نظر بگیرید. در حین انبساط بر روی سطح ایرفویل، عدد ماخ جریان افزایش می‌یابد. فرض کنید که نقطه A نمایانگر موقعیتی با فشار کمینه، و بنابراین با عدد ماخ بیشینه بر روی سطح ایرفویل است. در شکل ۲-۱ (الف)، عدد ماخ بیشینه را  $M_\infty = 0.435$  در نظر می‌گیریم. اکنون فرض کنید که عدد ماخ جریان آزاد را به تدریج افزایش دهیم. با افزایش  $M_\infty$ ،  $M_A$  نیز افزایش می‌یابد. به عنوان مثال، اگر  $M_\infty = 0.5$  تا  $M_\infty = 0.61$  افزایش یابد، مقدار موضعی بیشینه  $M_\infty$ ، همان‌طور که در شکل ۲-۱ (ب) نشان داده شده است، برابر  $0.772$  خواهد بود. افزایش  $M_\infty$  را تا رسیدن به نقطه‌ای که عدد ماخ موضعی متناظر با فشار کمینه برابر ۱ شود، ادامه می‌دهیم، به گونه‌ای که مانند شکل ۲-۱ (ج)،  $M_\infty = 1$  شود. در این حالت، عدد ماخ جریان آزاد را عدد ماخ بحرانی می‌نامند و با  $M_{cr}$  نمایش می‌دهند [۲].

### ۳-۱ عدد ماخ واگرایی-پسا

فرض کنید که ایرفویل مفروضی با زاویه حمله ثابت در تونل باد وجود دارد و می‌خواهیم ضریب درگ را به عنوان تابعی از عدد ماخ اندازه بگیریم. برای شروع، ضریب پسا را سرعت فروصوتی پایین، مانند شکل ۳-۱ اندازه می‌گیریم و آن را  $C_{d0}$  می‌نامیم [۳].



شکل ۳-۱ نمودار تغییرات پسا بر حسب عدد ماخ جریان بالا دست [۳]

اکنون، با افزایش تدریجی عدد ماخ جریان آزاد، مشاهده می‌کنیم که ضریب درگ تا رسیدن به عدد ماخ بحرانی نسبتاً ثابت می‌ماند. میدان‌های جریان مربوط به نقطه‌های  $a, b, c$  در شکل ۳-۱ به ترتیب با شکل‌های ۲-۱ (الف)، (ب) و (ج) مشخص شده‌اند. اگر  $M_\infty$  را با دقت فراوان قدری بیشتر از  $M_{cr}$  مثلاً تا نقطه  $d$  در شکل ۲-۱ افزایش دهیم ناحیه محدودی از جریان فراصوتی بر روی ایرفویل پدیدار می‌شود (در شکل ۲-۱ (د)). عدد ماخ در این حباب جریان فراصوتی، تنها قدری بیشتر از ۱، نوعاً تا ۱/۰۲ تا ۱/۰۵ است. اما با افزایش بیشتر ماخ بینهایت به نقطه‌ای می‌رسیم که ضریب پسا به طور ناگهانی شروع به افزایش می‌کند. این نقطه را با نقطه  $e$  در شکل ۳-۱ مشخص کرده‌ایم [۳].

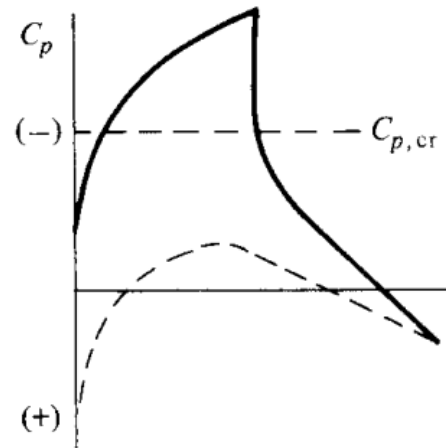
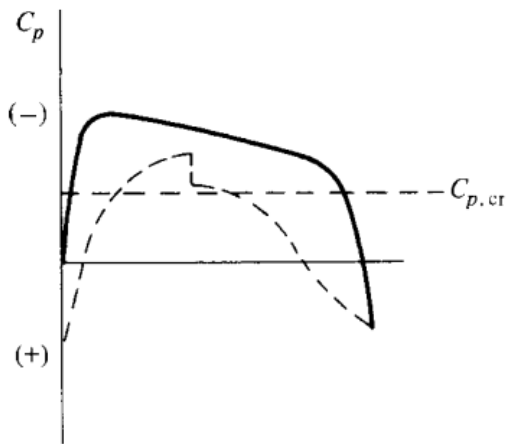
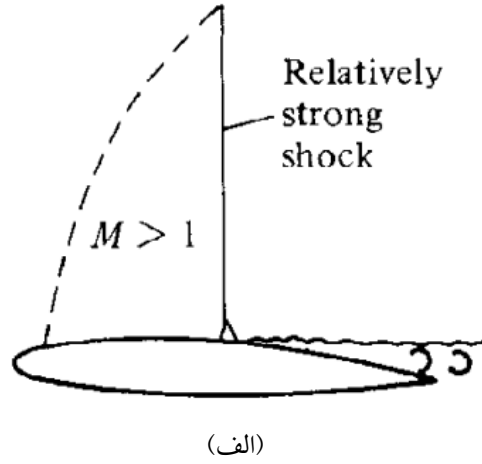
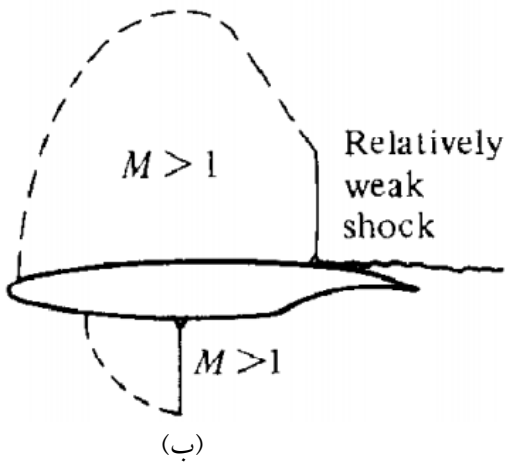
مقدار ماخ بینهایت را که این افزایش ناگهانی درگ شروع می‌شود عدد ماخ واگرایی-پسا می‌نامند. پس از عدد ماخ واگرایی-پسایی، ضریب درگ بسیار بزرگ می‌شود و نوعاً تا ۱۰ برابر افزایش یا بیشتر می‌یابد. این افزایش شدید در پسا همراه با ناحیه گسترده‌ای از جریان فراصوتی بر روی ایرفویل است، و همچون در گوشه شکل ۳-۱، به موج ضربه‌ای ختم می‌شود. این موج‌ها سبب جدایش شدید جریان پایین دست موج ضربه‌ای، و افزایش شدید پسا می‌شوند [۴،۳].

آزمون‌های اولیه گذر صوتی تونل باد که در اواخر دهه ۱۹۴۰ انجام شد، به روشنی نشان داد که ضریب درگ در ماخ یک یا نزدیک آن به اوج خود می‌رسد، و سپس با ورود به محدوده فراصوتی، واقعا کاهش می‌یابد. بنابراین، تنها چیزی که برای گذر از دیوار صوتی نیاز است هواپیمایی با موتور کاملاً قوی برای چیرگی بر افزایش شدید پسا در عدد ماخ یک خواهد بود. تا به امروز محققان بسیاری طراحی‌هایی انجام دادند که بتوانند افزایش نیروی پسای ناشی از عبور از ناحیه گذر صوتی را محدود کنند، به خصوص که این پدیده روی عملکرد بال تاثیر بسیاری می‌گذارد. توسعه‌ی این تحقیقات منجر به ساخت ایرفویل‌های فوق بحرانی شده است [۴].

#### ۴-۱ ایرفویل فوق بحرانی

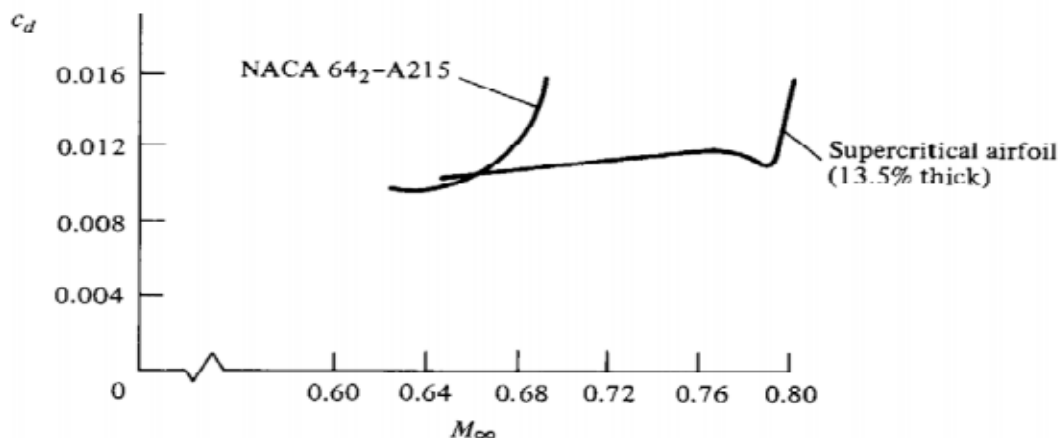
از سال ۱۹۴۵ تا کنون، پژوهش‌های آیرودینامیک گذر صوتی بر روی کاهش پسا، در ناحیه‌ای که مقدار پسا به طور ناگهانی افزایش می‌یابد، متمرکز شده است. در واقع، داشتن ایرفویلی با عدد ماخ بالا برای هواپیمای فراصوتی پر سرعت، الزامی است. اگر بتوان ماخ  $M_{cr}$  را افزایش داد، آن‌گاه می‌توان ماخ واگرایی-پسا را که اندکی بیشتر از ماخ  $M_{cr}$  است، افزایش داد. این تفکری بود که در طراحی هواپیما از سال ۱۹۴۵ تا تقریباً ۱۹۶۵ به کار گرفته شد. اما به جای افزایش ماخ  $M_{cr}$  راهکار دیگری نیز وجود دارد. فرض کنید که فاصله بین نقطه‌های  $e$  و  $c$  افزایش یابد. این تفکر از سال ۱۹۶۵ دنبال شده است و به طراحی خانواده جدیدی از ایرفویل‌ها به نام ایرفویل‌های فوق بحرانی انجامیده است [۴]. هدف ایرفویل فوق بحرانی افزایش مقدار ماخ واگرایی-پسا است، هرچند که ماخ  $M_{cr}$  ممکن است اندکی تغییر کند. در شکل ۴-۱، شکل ایرفویل فرابحرانی با ایرفویل مجموعه ناسا-۶۴ مقایسه شده است. در این جا، ایرفویل ناکا ۶۴-۲۱۵A در شکل ۴-۱ (الف)، و ایرفویل فوق بحرانی با ضخامت ۱۳٪ در شکل ۴-۱ (ج) مشخص شده‌اند [۴]. سطح بالایی ایرفویل‌های معمولی منحنی وار و پایین آنها صاف است اما در ایرفویل‌های فوق بحرانی سطح بالا صاف و پایین منحنی وار است و لبه‌ی فرار بالایی یک انحناى روبه پایین دارد. این سطح صاف در ایرفویل فوق بحرانی باعث می‌شود عدد ماخ محلی را در داخل ناحیه مافوق صوت به پایین تر از آنچه برای ایرفویل معمولی تحت همان شرایط پروازی است، کاهش می‌دهد، در نتیجه قدرت موج ضربه‌ای کمتر خواهد بود و جدایی لایه مرزی از شدت کمتری برخوردار می‌شود. از این رو عدد ماخ جریان آزاد را می‌توان به مقادیر بالاتر برد پیش از آنکه پدیده افزایش پسا خود را نشان دهد [۶]. در نتیجه هواپیما سریع تر پرواز می‌کند و کاهش نیروی درگ باعث کاهش میزان سوخت مصرفی می‌شود [۷]. شکل-های ۴-۱ (الف) و (ب) برای ایرفویل‌های مجموعه ناکا-۶۴ به عدد ماخ جریان آزاد پایین تر ( $M_{\infty} = 0.69$ ) مربوط‌اند؛ در مقابل، شکل‌های ۴-۱ (ج) و (د) به ایرفویل فوق بحرانی در عدد ماخ جریان آزاد بالاتر ( $M_{\infty} = 0.79$ ) مربوط است. با وجود آن‌که ایرفویل مجموعه ناکا ۶۴ در ماخ بینهایت پایین تر قرار دارد، محدوده جریان فراصوت موجود بر روی ایرفویل به نقطه دورتری می‌رسد، عددهای ماخ فراصوتی موضعی بزرگ‌تر و موج ضربه‌ای انتهایی قوی‌تر است. روشن است که ایرفویل‌های فوق بحرانی دارای مشخصه‌های میدان جریان مطلوب‌تری هستند، یعنی، محدوده جریان فراصوتی

نزدیک تر به سطح است، عددهای ماخ موضعی فراصوتی کمتر، و موج ضربه‌ای انتهایی ضعیف تر خواهد بود. در نتیجه، مقدار ماخ واگرایی-پسا برای ایرفویل‌های فرابحرانی بزرگ تر است [۴].



شکل ۱-۴ ایرفویل مجموعه ناکا-۶۴ در مقایسه با ایرفویل فوق بحرانی در زاویه حمله صفر [۵]



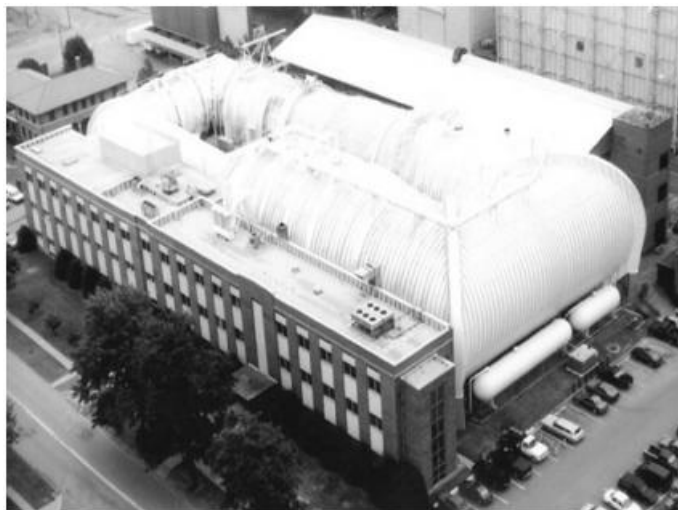


شکل ۱-۵ ویژگی‌های واگرایی برای ایرفویل ناکا-۶۴ و ایرفویل فوق بحرانی [۴]

در این جا، مقدار ماخ واگرایی-پسا برای ایرفویل فوق بحرانی برابر ۰/۷۹، و برای ایرفویل مجموعه ناکا-۶۴ برابر ۰/۶۷ است. چون سطح بالایی ایرفویل فوق بحرانی نسبتاً صاف است، ۶۰ درصد جلو ایرفویل دارای خمیدگی منفی است که به کاهش برآمی انجامد. برای جبران آن و افزایش لیفت، بر روی ۳۰ درصد عقب ایرفویل خمیدگی مثبت شدید داده می-شود. دلیل شکل منقاری سطح زیرین ایرفویل نزدیک لبه فرار نیز همین است [۴]. ایرفویل فوق بحرانی در سال ۱۹۶۵ در مرکز پژوهشی لانگلی ناسا به وسیله ریچارد ویتکامب ساخته شد. امروزه، از ایرفویل‌های فوق بحرانی و انواع گوناگون آن در صنعت هوانوردی برای هواپیماهای پیشرفته پرسرعت استفاده می‌شود. به عنوان مثال از بوئینگ ۷۵۷ و ۷۶۷ می‌توان نام برد. ایرفویل فوق بحرانی یکی از دو پیشرفت مهم و غیرمنتظره‌ای بود که در آیرودینامیک هواپیماهای گذر صوتی از سال ۱۹۴۵ تا کنون به دست آمده است. پیشرفت مهم دیگر قاعده مساحت بود. این دو پیشرفت مهم را باید مرهون زحمات ریچارد ویتکامب دانست [۵].

### ۵-۱ تونل باد گذر صوتی لانگلی

مرکز تحقیقاتی لانگلی قدیمی‌ترین مجموعه تحقیقاتی ناسا است. لانگلی، در سال ۱۹۱۷م، توسط انجمن مشاوران ملی فضانوردی تاسیس شد و امروز، که نزدیک به یک قرن از آغاز به کار آن می‌گذرد، دارای بیش از چهل تونل باد پیشرفته است که هر کدام در زمینه‌هایی چون امنیت پرواز و بررسی عملکرد و کارایی انواع هواپیماها و شاتل‌ها کار می‌کنند. از جمله معروف‌ترین تونل‌های مرکز تحقیقاتی لانگلی، تونل باد گذر صوتی لانگلی است. طراحی این تونل باد در سال ۱۹۵۴ م آغاز شد و، در اوایل سال ۱۹۶۰م کار خود را با نام تونل گذر صوتی لانگلی شروع کرد. امروزه این تونل از جمله مراکز تحقیقاتی پیشرو در عرصه مطالعات و پژوهش‌های ایمنی پرواز است [۸].



شکل ۶-۱ تونل گذر صوتی لانگلی

از این تونل برای آزمایش ایرفویل (بال) و سایر مدل‌ها در محدوده عدد ماخ ۰/۱ تا ۰/۹ استفاده می‌شود. از ویژگی‌های تونل باد گذر صوتی لانگلی، امکان جابه‌جایی دیواره‌های بخش آزمایش به منظور کم کردن اثرات دیواره است. بنابراین می‌توان شرایط پرواز در اتمسفر را برای مدل آزمایش شده در نظر گرفت [۹]. در نقاط مشخصی از این تونل دوربین‌های عکاسی و فیلم‌برداری حساسی، با هدف ثبت و ضبط اتفاقاتی که در حین آزمایش رخ می‌دهد، نصب شده است. به‌طوری‌که می‌توان پس از انجام آزمایش، فیلم‌ها و تصاویر تهیه شده را بازبینی و در تحلیل‌ها از آن‌ها استفاده کرد [۸].

## ۶-۱ مروری بر کارهای گذشته

در سال ۲۰۱۰ جریان اطراف یک ولو در دانشگاه چالمر با استفاده از دو نرم‌افزار اپن‌فوم و فلوئنت شبیه‌سازی شد و با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه گردید. در نرم‌افزار اپن‌فوم از مدل RAS برای بررسی رفتار آیرودینامیک استفاده شد. برای حل جریان از حلگر سیمپل‌فوم<sup>۱</sup> و برای آشفتگی از مدل دو معادله‌ای k-megaSST در  $Re = 5 \times 10^6$  و  $M = 0.081$ ، و از نرم‌افزار اسنپی هگزمش<sup>۲</sup> برای تولید شبکه استفاده شد. گرادیان به روش *GaussLinear* و عبارت جابه‌جایی<sup>۳</sup> به روش بالادستی مرتبه دوم و برای آشفتگی به روش بالادستی مرتبه اول گسسته شد. معادله فشار و معادله سرعت با حلگر خطی *GAMG* حل شدند. آن‌ها متوجه شدند که جدایش جریان اطراف چرخ‌های ماشین در اپن‌فوم

<sup>۱</sup>. simpleFoam

<sup>۲</sup>. snappyHexMesh

<sup>۳</sup>. convection

بیشتر از مقدار جدایش در تونل باد است. هم چنین بین ضریب فشار حاصل از این فوم و فلونت تطابق وجود ندارد. ضریب درگ حاصل از این فوم در مقایسه با ضریب درگ آزمایشگاهی، خطای کمتری نسبت به ضریب درگ حاصل از فلونت داشت (حدود ۳۴/۸٪) اما، خطای ضریب لیفت این فوم نسبت به ضریب لیفت آزمایشگاهی ۴٪ بود. آن‌ها این احتمال را می‌دادند که این اختلاف در ضرایب آیرودینامیکی این فوم به دلیل روش گسسته سازی است. به همین دلیل روش ترکیبی *blended* را در ضرایب ۰/۲۵، ۰/۵، ۰/۷۵ و ۱ بررسی کردند و مشاهده کردند که نتایج با یکدیگر فرق می‌کند. بر این اساس نتیجه شد که روش‌های گسسته‌سازی تاثیر زیادی بر رفتار جریان در این فوم دارد [۱۰].

در سال ۲۰۱۱ جوزه ماریا و همکاران، ایرفویل‌های نازک را در این فوم شبیه‌سازی کرد و نتایج آن‌را با نتایج انسیس سی اف ایکس<sup>۱</sup> و داده‌های حاصل از آزمایش تونل باد مقایسه کرد. این شبیه‌سازی در عدد رینولدز  $3 \times 10^6$  انجام شد. برای آشفتگی جریان مدل یک معادله‌ای  $S - A$ <sup>۲</sup> و مدل دو معادله‌ای *k-omegaSST* استفاده شد. برای بررسی تاثیر گسسته سازی بر دقت حل، تنها دو روش گسسته سازی بالادستی مرتبه اول و *QUICK* برای جمله جابه‌جایی در معادله ناویر استوکس مقایسه شد. تولید شبکه به صورت شبکه *O-mesh* بود. برای حل معادلات سرعت و فشار از حلگر خطی چند شبکه‌ای *GAMG* استفاده شد که باعث افزایش سرعت حل می‌شود. در این بررسی معلوم شد که، سرعت محاسباتی لازم برای مدل *k-omegaSST* با یک شبکه یکسان، در این فوم دوبرابر *CFX* بوده است [۱۱].

تئودور کالایانو و همکاران در سال ۲۰۱۱، به بررسی عددی جریان اطراف ایرفویل *NACA0012* و *NACA64318* در نرم‌افزار این فوم پرداختند و از نتایج آن برای پیش‌بینی ضرایب آیرودینامیکی در آزمایش تونل باد استفاده کردند. تولید شبکه به صورت *O-mesh* صورت گرفت. برای بررسی آشفتگی از مدل دو معادله‌ای *k-omegaSST* استفاده شد. گسسته سازی جملات جابه‌جایی در این شبیه‌سازی به روش بالادستی مرتبه دو صورت گرفت. جریان با حلگر سیمپل فوم در اعداد رینولدز مختلف بررسی و با داده‌های آزمایش تونل باد مقایسه گردید. ضریب لیفت و ضریب درگ حاصل از این فوم حتی در زوایای حمله پایین، با داده‌های آزمایشگاهی مطابقت نداشتند [۱۲].

امون کولی و همکاران، در سال ۲۰۱۱، با دو نرم‌افزار این فوم و *xFoil*، جریان حول ایرفویل را بررسی کرد. در این فوم برای تولید شبکه از اسنپی‌هگزمش و برای بررسی آشفتگی جریان از مدل  $S - A$  و نیز برای حل جریان از حلگر پایدار سیمپل فوم را به کار گرفت. در این پروژه ضریب لیفت، درگ و مینیمم و ماکزیمم فشار در دو نرم‌افزار مقایسه شدند، اما نتایج این فوم با نتایج *xFoil* مطابقت نداشت. برای محاسبه ضریب لیفت و درگ در این فوم، از تابعی که در کنترل دیکت نوشته می‌شود محاسبه می‌گردد. از این رو خطای درگ و لیفت این فوم یا ناشی از محاسبات این تابع است و یا مش کیفیت لازم را ندارد. به همین دلیل وی، ابتدا به بررسی شبکه پرداخت و بعد از این که با تغییر و بهبود شبکه، ضرایب تغییر نکردند، به این نتیجه رسید که باید سایر تنظیمات این فوم را تغییر داد و یکی از قسمت‌هایی که حتما باید در نظر گرفت،

<sup>1</sup> . ansys CFX

<sup>2</sup> . spalart Allmaras

استفاده از مدل آشفتگی دو معادله‌ای به جای  $S - A$  است. این پروژه علاوه بر شبیه سازی عددی به شبیه سازی تجربی در تونل باد نیز پرداخت و از این فوم برای بررسی تاثیر زاویه حمله و نیز پیش‌بینی ضرایب لیفت و درگ استفاده کرد [۱۳].

آدام کاسیک و همکاران در سال ۲۰۱۲، جریان اطراف هواپیما را در زوایای حمله مختلف در این فوم و انسیس شبیه‌سازی و با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه کردند. آدام برای تولید شبکه از اسنپی‌هگزمش استفاده کرد. وی جریان را به صورت پایدار و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفت و برای حل دستگاه معادلات گسسته شده از الگوریتم سیمپل استفاده کرد. هم‌چنین برای بدست آوردن نتایج بهتر، مدل‌های آشفتگی را بررسی کرد. در بین مدل‌های آشفتگی، مدل یک معادله‌ای  $S - A$  نتایج خوبی داشت. ضریب لیفت حاصل از این فوم و انسیس در زوایای حمله پایین منطبق بر هم بود ولی در زوایای حمله بالا نتایج با هم اختلاف داشتند [۱۴].

لین گائو و همکاران در سال ۲۰۱۲ جریان آشفته حول ایرفویل معمولی در زاویه حمله صفر درجه و جریان آشفته حول ایرفویل فوق بحرانی را در زاویه حمله ۴ درجه در عدد ماخ ۰/۱ در نرم‌افزار این فوم بررسی کردند. آن‌ها از شبکه  $C$  برای شبیه سازی جریان استفاده کردند. در این شبیه سازی، برای گسسته سازی عبارت دیورژانس از روش تی-وی-دی استفاده شد. هم‌چنین برای تحلیل آشفتگی جریان، مدل یک معادله‌ای  $S-A$  و مدل  $v2-f$  مقایسه شدند. نتایج نشان داد که برای ایرفویل فوق بحرانی در زاویه حمله ۴ درجه مدل  $v2-f$  از مدل  $S-A$  دقیق‌تر است. ضریب لیفت حاصل از هر یک از این مدل‌های آشفتگی با ضریب لیفت آزمایشگاهی تفاوت چندانی ندارد اما خطای ضریب درگ بزرگ است. این خطا برای مدل یک معادله‌ای  $S-A$ ، ۵۲٪ و برای مدل  $v2-f$ ، ۵۸٪ است. اما از نظر ضریب لیفت، مدل  $v2-f$  دقیق‌تر است [۱۵].

رحیمی در سال ۲۰۱۳، به بررسی عددی ایرفویل‌های مختلف با این فوم، پرداخت. وی مدل‌های آشفتگی  $S - A$  و  $k - \omega$  را باهم مقایسه کرد. از شبکه  $C$  برای مش اطراف ایرفویل استفاده کرد. این بررسی در عدد رینولدز  $5 \times 10^5$  انجام شد. هم‌چنین از حلگر سیمپل فوم برای حل جریان استفاده شد. در زوایای حمله پایین مدل آشفتگی  $S-A$  تطابق بیشتری نسبت به سایر مدل‌های آشفتگی دارد اما، با افزایش زاویه حمله از دقت این مدل کم می‌شود. هم‌چنین در مورد نحوه گسسته‌سازی عبارات مختلف هیچ بررسی صورت نگرفته است [۱۶].

استفان بردی در سال ۲۰۱۱، به شبیه‌سازی عددی جریان پیرامون ایرفویل با استفاده از سه نرم‌افزار فلونت،  $CFX$  و این-فوم پرداخت. تنظیماتی که در این فوم برای حل جریان صورت گرفت، که در جدول ۱-۱ به صورت خلاصه بیان شده است. در فلونت از حلگر  $AMG$  برای تمام معادلات و از  $simpleC$  برای حل دستگاه معادلات گسسته شده استفاده شد. گسسته سازی به روش مرتبه دوم بالادست صورت گرفته است. در این بررسی مشخص شد که دقت ضرایب ایرودینامیکی حاصل از این فوم نسبت به فلونت و انسیس خطای کمتر است. برای مدل آشفتگی  $k-\omega$ ، ضریب درگ بدست آمده از این فوم نسبت به ضریب درگ آزمایشگاهی دارای خطای ۱۵٪ است در حالی که این خطا برای ضریب درگ بدست آمده از فلونت در مقایسه با ضریب درگ آزمایشگاهی برای مدل آشفتگی  $S-A$ ، ۶/۸٪ و برای مدل آشفتگی  $k-\omega$ ، ۴/۶٪ است [۱۷].