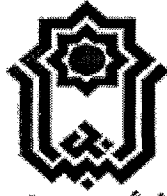


۱۱
۱۳۹۷/۱۱/۱۷
۱۳۹۷/۱۱/۲۵



دانشگاه شاهرود

دانشکده فنی مهندسی

گروه مکانیک

پایان نامه:

برای دریافت درجه کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک
(گرایش تبدیل انرژی)

عنوان:

حل عددی جریان تراکم ناپذیر روی بال به کمک سینگولاریته
(پائل سه بعدی)

استاد راهنما:

دکتر محمد جواد ایزدی

پژوهشگر:

مجید اماني

۱۳۹۷/۱۱/۱۳

بهار ۱۳۸۷

۱۰۸۵۷۳

همه امتیازهای این پایان نامه به دانشگاه بوعلی سینا تعلق دارد. در صورت استفاده از تمام یا بخشی از مطالب پایان نامه در مجلات، کنفرانس ها و یا سخنرانی ها باید نام دانشگاه بوعلی سینا یا نام استاد راهنمای پایان نامه و نام دانشجو با ذکر مأخذ و ضمن کسب مجوز کتبی از دفتر تحصیلات تکمیلی دانشگاه ثبت شود در غیر اینصورت، تحت پیگرد قانونی قرار خواهد گرفت.

تقدیم به:

پدر و مادر مهربان و دلسوزم

و خانواده عزیزم که پشتوانه همیشگی ام هستید.

تقدیم به:

حضرت امام خمینی (ره) و همه شهیدان شاهد این مرز و بوم!

تقدیم به:

همه آموزگارانم، آنانی که سخاوتمندانه ماحصل عمر گرانبمایه خویش را نثار کردند و فروتنانه راهنمای
راهم در گذر از ضلالت جهل بودند.

نویسنده: امانی، مجید	
عنوان پایان نامه: حل عددی جریان روی بال به کمک سینگولاریته (پانل سه بعدی)	
استاد راهنما: ایزدی، محمد جواد (Ph.D.)	
زمینه مطالعه: دینامیک سیالات محاسباتی	درجه: کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک
تاریخ فارغ التحصیلی: زمستان ۱۳۸۶	دانشکده: فنی مهندسی - دانشگاه بوعلی سینا
<p>چکیده:</p> <p>در این تحقیق به کمک توزیع تعدادی چشمه و دابلت با قدرتهای ثابت و استفاده از شرط مرزی دیریکله به تحلیل چند حالت از چند بال سه بعدی پرداخته شده است. آنچه که در این بال می تواند تغییر کند زاویه حمله، زاویه سوئیپ، زاویه توییست هندسی و طول بال می باشد و تاثیر آنها بر روی ضرائب لیفت و درگ القائی بررسی شده است. انجام این کار بر اساس روشهای نقاط منفرد بوده و برای این منظور سطح جسم به تعدادی پانل چهار گوش تقسیم شده سپس توزیعهای مجهول از اجزائی از قبیل دوقطبی، چشمه و چاه را در نظر گرفته بعد از یک سری ساده سازیها و اعمال شرایط مرزی حاکم بر مسئله، جریان پتانسیل بدست آمد. با داشتن پتانسیل جریان به راحتی می توان نیروهای وارده بر جسم را بدست آورد.</p> <p>کد نوشته شده میدان جریان اثرات لزجت، تراکم پذیری، انتقال حرارت و اثرات غیرخطی دیگر را در نظر نگرفته است. با توجه به اینکه در این جریان نیاز به حل کل جریان حول بال نیست و تنها محاسبات روی سطح بال انجام می شود، لذا این روش نسبت به روش های دیگر CFD از سرعت بالاتری برخوردار بوده و در طراحی های اولیه از آن استفاده می شود. نتایج این کد با نرم افزار FLUENT مقایسه شده در حالی که در این نرم افزار عواملی مثل لزجت و تراکم پذیری در نظر گرفته شده و جریان در عدد ماخ $M=0.2$ حل شده است. به همین دلیل شکل کلی نمودارهای ضرائب لیفت و درگ با استفاده از روش نقاط منفرد تفاوت اندکی با نمودارهای حاصل از FLUENT دارد و برای زوایای حمله کم جواب قابل قبولی می دهند.</p>	

بالهای مورد بررسی از نوع مستطیلی و بیضوی بوده و تغییرات زاویه سوئیپ از -30° الی $+30^{\circ}$ درجه، ضرائب آیرودینامیکی در زوایای حمله متفاوت بررسی شده است. مقطع بالهای مورد بررسی از آیرفویل‌های NACA2412، NACA4412 و NACA0015 تشکیل شده است.

بعد از اجرای برنامه نکته‌ای که جلب توجه می‌کند اثر نسبت منظری است. دیده می‌شود که با افزایش نسبت منظری، مقدار ضریب نیروی لیفت افزایش می‌یابد و در نهایت در نسبت منظری بسیار بالا مقدار C_L به بیشترین مقدار خود می‌رسد.

کلمات کلیدی: روش پانل - سینگولاریته - آیرودینامیک - جریان تراکم ناپذیر - جریان پتانسیل -

چشمه و دابلت - فلوئنت - بال سه بعدی.

تقدیر و تشکر:

خداوند منان را سپاس که لطف خویش را شامل حال من کرد تا بتوانم در راه کسب علم و معرفت قدم نهم. به پایان رسیدن این رساله بدون راهنمایی، شکیبایی و اعتماد استاد گرانقدرم آقای دکتر محمد جواد ایزدی امکان پذیر نبود از اینرو واژه تشکر کلمه ای ناتوان در سپاس از ایشان است.

از اساتید گرانقدرم آقایان دکتر محسن گودرزی و دکتر حسین احمدی کیا در آموزش مفاهیم سیالات و دینامیک سیالات محاسباتی و از تمامی دوستانی که در انجام این تحقیق مرا یاری نمودند تشکر می‌کنم.

در پایان از پدر و مادر عزیزم که همواره در طول زندگی از مهربانی و حمایت بی‌دریغشان برخوردار بوده‌ام صمیمانه سپاسگزاری می‌کنم که پیگیریهای دلسوزانه و راهنمایی‌های مشکل‌گشایشان پشتوانه علمی عظیمی برای اینجانب بوده است.

مسئلاً رساله انجام شده خالی از عیب نیست پیشاپیش از کاستی‌هایی که ممکن است وجود داشته باشد پوزش می‌طلبم. امیدوارم این تحقیق توانسته باشد گوشه‌ای از ابهامات دانش بشری را برطرف کند.

فهرست مطالب

صفحه

عنوان

ب	چکیده
د	تقدیر و تشکر
ه	فهرست مطالب
ی	فهرست اشکال
ص	فهرست جداول
ق	فهرست علائم

فصل ۱: تاریخچه و مفاهیم مقدماتی ۱

۱-۱) مقدمه ۲

۱-۲) تاریخچه ۳

۱-۳) مفاهیم مقدماتی ۸

فصل ۲: تئوری بنیادی جریان پتانسیل ۱۲

۲-۱) مقدمه ۱۳

۲-۲) اتحاد گرین ۱۳

۲-۳) بیان روش حل در مسائل جریان پتانسیل تراکم ناپذیر ۲۰

۲-۴) چشمه ۲۲

۲-۵) دابلت ۲۴

۲-۶) گردابه ۲۶

.....	چشمه در حالت دو بعدی	۲۹
.....	دابلت در حالت دو بعدی	۳۱
.....	فصل ۳: روابط مقدماتی و شرایط مرزی	۳۲
.....	مقدمه	۳۳
.....	شکل دیگر اتحاد گرین	۳۳
.....	شرط کوتا	۳۵
.....	شرط مرزی	۴۰
.....	شرط مرزی نیومن	۴۱
.....	شرط مرزی دیریکله	۴۲
.....	فصل ۴: دستیابی به دستگاه معادلات خطی جبری	۴۵
.....	مقدمه	۴۶
.....	مراحل پاسخ دادن به مسائل جریان پتانسیل به روش پانل	۵۱
.....	انتخاب المان منفرد	۵۱
.....	تقسیم بندی (پانل بندی) شکل هندسی و تولید شبکه	۵۱
.....	تشکیل ماتریس ضرایب اثر المانها	۵۳
.....	محاسبه سمت راست معادله ماتریسی RHS	۵۴
.....	حل دسته معادلات جبری خطی	۵۴
.....	محاسبه سرعتها، فشارها و بارها	۵۴

۵۶.....	(۴-۳) دنباله (Wake)
۵۶.....	(۴-۳-۱) قدرت دنباله.....
۵۸.....	(۴-۳-۲) شکل Wake
۶۰.....	(۴-۴) شکل مسیر عبور
۶۱.....	(۴-۴-۱) ملاحظات مقدماتی قبل از راه حل‌های عددی.....
۶۱.....	(۴-۴-۲) نوع شرایط مرزی.....
۶۱.....	(۴-۴-۳) مدل‌های مسیر عبور.....
۶۲.....	(۴-۴-۴) روش مشخص کردن سطح و توزیع‌های اجزاء تکیني.....
۶۴.....	(۴-۵) گام‌های لازم به سمت ایجاد یک راه حل عددی.....
۶۴.....	(۴-۵-۱) انتخاب جزء تکیني.....
۶۵.....	(۴-۵-۲) توصیف هندسه اجزاء.....
۶۶.....	(۴-۵-۳) تشکیل ماتریس ضرایب اثر المانها.....
۶۶.....	(۴-۵-۴) محاسبه سمت راست معادله ماتریسی RHS.....
۶۶.....	(۴-۵-۵) حل دسته معادلات جبری خطی.....
۶۷.....	(۴-۵-۶) محاسبه سرعتها، فشارها و بارها.....
۶۸.....	فصل ۵: آیرودینامیک بال
۶۹.....	(۵-۱) پارامترهای هندسی ایرفویل.....
۷۱.....	(۵-۲) پارامترهای هندسی بال.....
۷۳.....	(۵-۳) مشخص کردن نیروهای آیرودینامیکی.....

۷۵ (۵-۴) فرو وزش و پسای القائی
۷۸ (۵-۵) نظریه خط برآزای پرانتل
۸۲ (۵-۶) توزیع بیضوی برآ
۸۷ فصل ۶: نتایج و بحث
۸۸ (۶-۱) مقدمه
۸۹ (۶-۲) تعداد پنل مناسب برای حل عددی
۹۲ (۶-۳) بال مستطیلی بدون پیچش با مقطع NACA2412
۹۳ (۶-۳-۱) تحلیل با استفاده از کد پنل
۹۸ (۶-۳-۲) مقایسه نتایج پنل با داده های نرم افزار فلوئنت
۱۰۲ (۶-۴) بال مستطیلی بدون پیچش با مقطع NACA4412
۱۰۳ (۶-۴-۱) تحلیل با استفاده از کد پنل
۱۰۷ (۶-۴-۲) مقایسه نتایج پنل با داده های نرم افزار فلوئنت
۱۱۰ (۶-۴-۳) مقایسه دو بال مستطیلی NACA2412 و NACA4412
۱۱۶ (۶-۵) تحلیل بال با مقطع NACA0015
۱۱۶ (۶-۵-۱) بال مستطیلی بدون پیچش با مقطع NACA0015
۱۲۰ (۶-۵-۲) بال بیضوی بدون پیچش با مقطع NACA0015
۱۲۵ (۶-۵-۳) مقایسه نتایج بال بیضوی با نرم افزار فلوئنت
۱۲۷ (۶-۵-۴) بال بیضوی همراه با پیچش با مقطع NACA0015
۱۳۳ (۶-۵-۵) مقایسه نتایج بال بیضوی بدون پیچش و همراه با آن با روش پنل

فصل ۷: نتیجه گیری و پیشنهادها ۱۳۷

۷-۱) نتیجه گیری ۱۳۸

۷-۲) کارهای پیشنهادی آینده ۱۴۰

مراجع و منابع ۱۴۱

پیوست ها ۱۴۳

پیوست ۱: ورودی برنامه ۱۴۴

پیوست ۲: کد برنامه کامپیوتری ۱۴۹

فهرست اشکال

صفحه

عنوان

- شکل (۲-۱) نمایش جسم دلخواه با مرز S_B در داخل حجم V ۱۴
- شکل (۲-۲) پتانسیل سرعت نزدیک مرز جسم S_B ۱۹
- شکل (۲-۳) المان چشمه در مختصات کروی ۲۳
- شکل (۲-۴) سرعت شعاعی برای المان چشمه ۲۳
- شکل (۲-۵) نمایش یک چاه در مبدا و یک چشمه نقطه ای در فاصله برداری \vec{l} ۲۴
- شکل (۲-۶) نمایش المان دابلت در جهت محور x ۲۶
- شکل (۲-۷) المان گردابه در مختصات استوانه ای ۲۷
- شکل (۲-۸) سرعت مماسی برای المان گردابه ۲۷
- شکل (۳-۱) جسمی با مرزهای مشخص S_B که در یک جریان پتانسیل قرار دارد ۳۴
- شکل (۳-۲) سه جریان مختلف حول استوانه ای، به ازای مقادیر مختلف Γ ۳۵
- شکل (۳-۳) دو نمونه جریان حول یک ایرفویل در یک زاویه حمله معین ۳۶
- شکل (۳-۴) دو شکل متفاوت لبه فرار ایرفویل و رابطه آنها با شرط کوتا ۳۷
- شکل (۳-۵) پرش سرعت مماسی در عرض یک صفحه گردابه ۳۹
- شکل (۳-۶) توزیع گردابه هایی که برای نمونه سازی بر روی بال قرار گرفته ۴۰
- شکل (۴-۱) تقریب سطح جسم با المانهای پانل ۴۷
- شکل (۴-۲) تاثیر پانل دلخواه k روی نقطه کنترل P ۴۸
- شکل (۴-۳) Wake جاری شده از پنلهای بالایی و پایینی لبه فرار ۴۹
- شکل (۴-۴) ارائه هندسه سطح یک هواپیما، همراه باشبکه بندی (a:مدل کامل، b:مدل جداشده) ۵۲
- شکل (۴-۵) روش ذخیره سازی اطلاعات شبکه روی پانل های بال ۵۳

- شکل (۴-۶) مشخصات استفاده شده برای تغییر پتانسیل برای محاسبات سرعت مماسی محلی..... ۵۵
- شکل (۴-۷) اعمال شرط کاتا وقتی از توزیع دوقطبی صفحه‌ای استفاده می‌گردد..... ۵۷
- شکل (۴-۸) اعمال شرط کاتا هنگام استفاده از عنصر حلقه گردابه..... ۵۷
- شکل (۴-۹) شرایط ممکن که می‌تواند بکار برده شود. (a) لبه فرار نوک تیز (b) لبه فرار با زاویه مشخص..... ۵۸
- شکل (۴-۱۰) اثرات هندسه Wake بر روی ضرایب آیرودینامیکی یک بال با $AR=1.5$ ۶۰
- شکل (۴-۱۱) جزء سطح غیر صفحه‌ای و تقریب آن به صورت چهار ضلعی..... ۶۲
- شکل (۴-۱۲) مشکلات ممکن در نمایش صفحه سه بعدی با اجزای سطحی چهارضلعی..... ۶۳
- شکل (۴-۱۳) توصیف یک جزء غیر صفحه‌ای با یک مجموعه از اجزای کوچکتر..... ۶۳
- شکل (۴-۱۴) توصیف هندسه ایرفویل نازک انحنا دار در یک زاویه حمله توسط اجزاء گردابه‌ای..... ۶۵
- شکل (۴-۱۵) تقسیم بندی‌های سه بعدی به اجزاء سطحی صفحه‌ای..... ۶۶
- شکل (۵-۱) نمایی از هندسه مقطع ایرفویل و مجموعه اصطلاحات آن..... ۷۰
- شکل (۵-۲) خصوصیات هندسی شکل بال..... ۷۱
- شکل (۵-۳) طرح یک بال مخروطی فاقد زاویه سوئپ با پیچش هندسی..... ۷۳
- شکل (۵-۴) نیروهای مماسی و عمودی (فشار) وارد به سطح یک ایرفویل..... ۷۴
- شکل (۵-۵) نیروهای آیرودینامیکی در صفحه متقارن..... ۷۴
- شکل (۵-۶) دو نمای بالا و روبروی یک بال واقعی..... ۷۵
- شکل (۵-۷) نمای گردابه‌های سر بال..... ۷۶
- شکل (۵-۸) اثر فرو وزش بر روی جریان موضعی بر روی مقطعی از یک بال محدود..... ۷۷
- شکل (۵-۹) جایگزینی بال محدود با گردابه محصور..... ۷۹

- شکل (۵-۱۰) توزیع فرو وزش در امتداد محور λ برای یک تار گردابه نعل اسبی ۸۰
- شکل (۵-۱۱) ترکیب نامحدودی گردابه نعل اسبی در امتداد خط برآزا ۸۱
- شکل (۵-۱۲) یک بال بیضی شکل و توزیع نیروی برآ در راستای اسپن ۸۳
- شکل (۵-۱۳) تغییرات نیروی درگ القاء شده برای بال بیضی شکل ۸۵
- شکل (۵-۱۴) نمای دو بال با نسبت منظری کم و زیاد ۸۶
- شکل (۵-۱۵) کاهش شیب نیروی بالابر برای بالهای سه بعدی ۸۶
- شکل (۶-۱) تاثیر تعداد کل پنل ها بر روی ضریب لیفت به ازای زوایای حمله متفاوت برای بال
مستطیلی NACA2412 با $AR=8$ ۹۱
- شکل (۶-۲) تاثیر تعداد پنل ها روی ضریب درگ به ازای زوایای حمله متفاوت برای بال مستطیلی
NACA2412 با $AR=8$ ۹۱
- شکل (۶-۳) توزیع پنلها روی بال مستطیلی NACA2412 با سوئیپ $+30^\circ$ درجه، $AR=8$ ، با ۴۰ پنل
درجهت وتر و 30° پنل در جهت اسپن و مجموعاً ۹ ردیف پنل در ناحیه دنبال ۹۲
- شکل (۶-۴) مقاطع بال در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه
و زاویه سوئیپ 30° درجه برای بال مستطیلی NACA2412 ۹۳
- شکل (۶-۵) توزیع فشار در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸
درجه و زاویه سوئیپ 30° درجه برای بال مستطیلی با $AR=8$ و NACA2412 ۹۴
- شکل (۶-۶) اثر زاویه سوئیپ مثبت بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی
با $AR=8$ و مقطع NACA2412 ۹۵
- شکل (۶-۷) اثر زاویه سوئیپ مثبت روی منحنی نسبت لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال
مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA2412 ۹۶

- شکل (۶-۸) اثر زاویه حمله بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه سوئیپ برای بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA2412 ۹۶
- شکل (۶-۹) اثر زاویه حمله روی منحنی ضریب لیفت بر حسب نصف طول اسپن برای بال مستطیلی و بدون سوئیپ و مقطع NACA2412 ۹۷
- شکل (۶-۱۰) اثر زاویه حمله روی منحنی ضریب لیفت بر حسب نصف طول اسپن برای بال مستطیلی به ازای زاویه سوئیپ ۰ و ۳۰ درجه ۹۹
- شکل (۶-۱۱) مقایسه ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی NACA2412 با $AR=8$ به ازای زاویه سوئیپ ۰ و ۳۰ درجه ۹۹
- شکل (۶-۱۲) نسبت ضریب لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی NACA2412 با $AR=8$ به ازای زاویه سوئیپ ۰ و ۳۰ درجه ۱۰۱
- شکل (۶-۱۳) ضریب لیفت بر حسب نصف طول در جهت اسپن برای بال مستطیلی NACA2412 با $AR=8$ و زاویه سوئیپ صفر درجه ۱۰۱
- شکل (۶-۱۴) توزیع پنلها روی بال مستطیلی NACA4412 با سوئیپ ۳۰+ درجه، $AR=8$ ، با ۴۰ پنل در جهت وتر و ۳۰ پنل در جهت اسپن و مجموعاً ۹ ردیف پنل در ناحیه دنباله ۱۰۲
- شکل (۶-۱۵) مقاطع بال در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ ۳۰ درجه برای بال مستطیلی با $AR=8$ و NACA4412 ۱۰۳
- شکل (۶-۱۶) توزیع فشار در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ ۳۰ درجه برای بال مستطیلی با $AR=8$ و NACA4412 ۱۰۴
- شکل (۶-۱۷) اثر زاویه سوئیپ مثبت بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای بال درجه و مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA 4412 ۱۰۵

- شکل (۶-۱۸) اثر زاویه سوئیپ مثبت روی منحنی نسبت لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای
 بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA 4412 ۱۰۶
- شکل (۶-۱۹) اثر زاویه حمله بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه سوئیپ برای بال مستطیلی با
 $AR=8$ و مقطع NACA 4412 ۱۰۶
- شکل (۶-۲۰) ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA4412... ۱۰۸
- شکل (۶-۲۱) ضریب درگ بر حسب زاویه حمله بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA4412... ۱۰۹
- شکل (۶-۲۲) نسبت ضریب لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی با $AR=8$ و
 مقطع NACA4412 ۱۰۹
- شکل (۶-۲۳) ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ ۳۰
 درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۱
- شکل (۶-۲۴) ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ
 صفر درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۱
- شکل (۶-۲۵) ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ
 ۳۰- درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۲
- شکل (۶-۲۶) ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ ۳۰
 درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۳
- شکل (۶-۲۷) ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ
 صفر درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۳
- شکل (۶-۲۸) ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ ۳۰-
 درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلوننت ۱۱۴

- شکل (۶-۲۹) نسبت ضریب لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ ، زاویه سوئیپ 30° درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلونت ۱۱۵
- شکل (۶-۳۰) نسبت ضریب لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ صفر درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلونت ۱۱۵
- شکل (۶-۳۱) نسبت ضریب لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای دو بال مستطیلی با $AR=8$ و زاویه سوئیپ 30° درجه با استفاده از روش پنل و داده‌های فلونت ۱۱۶
- شکل (۶-۳۲) توزیع پنلها روی بال مستطیلی NACA0015 با سوئیپ 30° درجه، با 40° پنل در جهت وتر و 30° پنل در جهت اسپن و مجموعاً ۹ ردیف پنل در ناحیه دنباله ۱۱۸
- شکل (۶-۳۳) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA0015 ۱۱۸
- شکل (۶-۳۴) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA0015 ۱۱۹
- شکل (۶-۳۵) اثر زاویه سوئیپ روی منحنی نسبت لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال مستطیلی با $AR=8$ و مقطع NACA0015 ۱۱۹
- شکل (۶-۳۶) توزیع پنلها روی بال مستطیلی NACA0015 با سوئیپ 30° درجه، $AR=10.186$ ، با 40° پنل در جهت وتر و 30° پنل در جهت اسپن و مجموعاً ۹ ردیف پنل در ناحیه دنباله ۱۲۰
- شکل (۶-۳۷) مقاطع بال در مکان‌های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ 30° درجه برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و NACA0015 ۱۲۱
- شکل (۶-۳۸) توزیع فشار در مکان‌های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ 30° درجه برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و NACA0015 ۱۲۲

- شکل (۶-۳۹) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه حمله برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۳
- شکل (۶-۴۰) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۳
- شکل (۶-۴۱) اثر زاویه حمله بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه سوئیپ برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۴
- شکل (۶-۴۲) اثر زاویه سوئیپ روی منحنی نسبت لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۴
- شکل (۶-۴۳) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب لیفت برای بال بیضوی بدون پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۶
- شکل (۶-۴۴) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب درگ برای بال بیضوی بدون پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۶
- شکل (۶-۴۵) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی نسبت ضریب لیفت به درگ برای بال بیضوی بدون پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015..... ۱۲۷
- شکل (۶-۴۶) مقاطع بال در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ ۳۰ درجه برای بال بیضوی با $AR=10.186$ و NACA0015..... ۱۲۸
- شکل (۶-۴۷) مقاطع بال در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ ۳۰ درجه برای بال بیضوی با پیچش و $AR=10.186$ و NACA0015..... ۱۲۹
- شکل (۶-۴۸) توزیع فشار در مکان های مختلف از ریشه تا نوک در جهت اسپن در زاویه حمله ۸ درجه و زاویه سوئیپ ۳۰ درجه برای بال بیضوی با پیچش و $AR=10.186$ و NACA0015..... ۱۲۹

- شکل (۶-۴۹) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب لیفت برحسب زاویه حمله برای بال بیضوی همراه
با پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015 ۱۳۰
- شکل (۶-۵۰) اثر زاویه سوئیپ بر منحنی ضریب درگ بر حسب زاویه حمله برای بال بیضوی همراه
با پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015 ۱۳۱
- شکل (۶-۵۱) اثر زاویه سوئیپ روی منحنی نسبت لیفت به درگ بر حسب زاویه حمله برای بال
بیضوی همراه با پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015 ۱۳۲
- شکل (۶-۵۲) اثر زاویه حمله بر منحنی ضریب لیفت بر حسب زاویه سوئیپ برای بال بیضوی همراه
با پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015 ۱۳۲
- شکل (۶-۵۳) اثر زاویه حمله بر منحنی ضریب درگ برحسب زاویه سوئیپ برای بال بیضوی همراه با
پیچش و $AR=10.186$ و مقطع NACA0015 ۱۳۳
- شکل (۶-۵۴) منحنی ضریب لیفت برحسب زاویه حمله برای بال بیضوی بدون پیچش و همراه با
پیچش در $AR=10.186$ و NACA0015 ۱۳۵
- شکل (۶-۵۵) منحنی ضریب درگ برحسب زاویه حمله برای بال بیضوی بدون پیچش و همراه با
پیچش در $AR=10.186$ و NACA0015 ۱۳۵
- شکل (۶-۵۶) منحنی نسبت ضریب لیفت به درگ برحسب زاویه حمله برای بال بیضوی بدون
پیچش و همراه با پیچش در $AR=10.186$ و NACA0015 ۱۳۶

فهرست جداول

صفحه

عنوان

-
- جدول (۱-۱) بعضی از روشهای پنلی و کاربردهای آنها ۴
- جدول (۱-۲) مزایای کدهای پنلی مرتبه پایین و مرتبه بالا ۸
- جدول (۶-۱) تاثیر تعداد پنل‌ها روی ضرایب آیرودینامیکی به ازای زوایای حمله متفاوت برای بال
مستطیلی NACA2412 با $AR=8$ ۹۰