

بررسی اثر فرکانس پروازی حرکت فراز و فرود یک حشره

محمدحسن جوارشکیان^۱، امیررضا فقیهی^۲، علی صحاف^۳، احمد پارسانیا^۴

دانشگاه فردوسی مشهد، دانشکده مهندسی، گروه هوا و فضا، صندوق پستی ۹۱۷۷۵-۱۱۱۱

چکیده

در این تحقیق، جریان غیردائم لزج گذرنده از روی بالواره حین حرکت فراز و فرود (*Plunging*) توسط یک روش عددی شبیه سازی شده است. در روند عددی از روش حجم محدود بر مبنای الگوریتم فشار مینا به همراه مدل توربولانس اسپالارت الماراس استفاده گردیده است. اثر حرکت فراز و فرود خالص آرام ($\omega=1/5$) و سریع ($\omega=3/4$) با هم مقایسه شده و اثر فرکانس پروازی روی تولید نیروی برآ و رانش بررسی شد. همچنین نحوه تشکیل دنباله گردابه‌ها از لبه حمله و لبه فرار و اثر آنها روی نیروهای آیرودینامیکی بررسی شده است. بمنظور اعتبار سنجی شبیه سازی انجام شده قسمتی از محاسبات با نتایج تجربی و عددی منتشر شده مقایسه شده که روند شبیه سازی را تایید می نماید.

واژه های کلیدی: حرکت فراز و فرود دنباله گردابه - ریزپهپاد.

مقدمه

نیروی برآ و رانش در هواپیماهای تجاری توسط وسایل با جریان دائم تولید می شود، در مقابل پرندگان حقیقی همان نیروها را با استفاده از آیرودینامیک غیردائم به صورت بال زدن و شناوری بال به دست می آورند. تحلیل جریان غیردائم در عددهای رینولدز پایین و متوسط در سال های اخیر از جذابیت بسیاری به دلیل کاربردشان در ریزپهپادها و ارتباط آنها با حشرات و پرندگان برخوردار هستند. اندازه ابعاد مختلف ریزپهپادها (MAVs) براساس طبقه بندی موسسه پروژه های تحقیقاتی پیشرفته دفاعی آمریکا به ۱۵ سانتیمتر و سرعت پرواز آنها به ۲۰-۱۰ متر بر ثانیه محدود شده است، همچنین رینولدز آنها باید کمتر از 10^6 باشد، این محدوده عدد رینولدز باعث اتفاق افتادن پدیده جدایش لایه های روی سطح جسم می شود. بنابراین بحث ها در این زمینه مربوط به طراحی و ساخت وسایل ریزپرنده فوق سبک و با ابعاد بسیار کوچک و همینطور بدست آوردن نیروی برآی کافی در این ابعاد می باشد و همینطور ابعاد کوچک باعث می شود که اثرات سه بعدی بودن در میدان جریان احتمالا بیشتر وارد شود. وسایل ریزپرنده کوچک هستند و سرعت پایینی دارند بنابراین کنترل پرواز این وسایل بسیار تحت تاثیر بادها و دیگر اغتشاشات خارجی قرار می گیرد. برای پیش بینی نیروی برآ، ما احتیاج داریم که کل میدان جریان نوسانی و غیردائم را حل کنیم. بررسی کامل این مسائل به دو مرحله تقسیم می شوند: اول شبیه سازی میدان جریان آنها و مرحله دوم طراحی و ساخت آنها.

به عنوان مرور بر کارهای گذشته باید به کارهای زیر اشاره کنیم. در سال ۲۰۰۰ نف و هامل [۶] میدان جریان دو و سه بعدی را برای حرکت بالا و پایین و حرکت چرخشی روی بالواره ۰۰۱۲ مطالعه کرده و معادله اویلر را برای

شبیه سازی حرکت نوسانی و پیچشی روی بال مستطیلی حل کردند. در سال ۲۰۰۳ تانسر و کایا [۷] حرکت نوسانی بالارونده و پایین رونده را با استفاده از بالواره ناکا ۰۰۱۴ در حالت دوبعدی شبیه سازی کرده و دلایل به وجود آمدن نیروی رانش را آنالیز و بررسی کردند. در سال ۲۰۰۱ پرنسین-سیریراک یک ریزپرنده ساختند [۸]. آن ها در ساخت از یک بال از جنس آلایژ تیتانیوم استفاده کردند که وزن کل ریزپرنده آنها ۱۰/۵ گرم بود به طور موفقیت آمیزی برای مدت ۱۸-۵ ثانیه پرواز کرد. در سال ۲۰۰۵ در دانشگاه دلاور در آمریکا، آگراوال حرکت حشرات را شبیه سازی کرده و حرکت نوسانی چندبعدی و حرکت پیچشی را روی آن مطالعه کرد تا بتواند شیوه پرواز مرغ مگس خوار را شبیه سازی کند ولی نتوانست ریزپرنده بسازد [۹] در سال ۲۰۰۶ لین و هو و یانگ نیروی برآ و نیروی رانش را برای یک وسیله نوسانی پرنده سان با حرکت نوسانی ساده را گزارش کردند [۱۰] آنها توانستند بفهمند که یک بال نوسانی انعطاف پذیر در یک سرعت پرواز مشخص نیروی برآی آن با افزایش فرکانس نوسان بیشتر خواهد شد و همین طور برای فرکانس نوسان مشابه سرعت پرواز با کم کردن زاویه حمله افزایش پیدا خواهد کرد البته با از دست دادن مقداری نیروی برآ. حرکت نوسانی نیروی رانش لازم برای آن سرعت پرواز را تولید می کند. سرعت پرواز و تغییرات زاویه حمله با هم ترکیب شده و نیروی برآی لازم برای پرواز را تولید می کنند در این اواخر طراحی همراه با دقت بالا در یک ریزپرنده، برای اندازه گیری نیروی برآ و پسا و ممان های چرخشی و غلتشی به وسیله سوهاریونو و دیگران گزارش شده است [۱۱].

ولی اندازه گیری های آنها فقط برای حالت بال ثابت بوده نه بال نوسانی که بحرانی تر می باشد. فقط سینگ و دیگران [۱۲] روی یک دستگاه تجربی که حرکت بال زدن نوسانی را شبیه سازی می کرد مطالعه کرده و در گزارش مقداری نیروی رانش به دست آورده بودند. این روش به کار گرفته شده توسط آن ها برای به دست آوردن نیروی رانش هنگامیکه دو بال در دو زاویه پیچ مختلف قرار دارند نیز به کار گرفته شد. همچنین اثر تغییر فاز پیچ در ایجاد نیروها نیز به صورت تجربی بررسی شد. درخصوص شبیه سازی، لاریجانی [۱۳] یک مدل آیرولاستیک غیرخطی برای پرواز بال های نوسانی در سال ۲۰۰۱ ارائه کرد. این تحقیق یک راهنما بود برای هونگ [۱۴] تا حرکت نوسانی ریزپرنده ها را به صورت عددی آنالیز کند. باتوجه به مراجع [۱۰] و [۶] ما متوجه می شویم که در مدل کردن حرکت سه بعدی نوسانی، بسیاری از پرندگان، در مقطع بال ها از بالواره های استاندارد ناکا استفاده شده است. ولی بال های نوسانی واقعی ریزپرنده ها از لحاظ حجم و وزن محدود شده است. بنابراین جالب به نظر نمی آید که از مقطع بال سری ناکا استفاده کنیم. باتوجه به این مساله در سال ۲۰۰۹ تسای و فو با شبیه

۱- دانشیار گروه مکانیک و هوا و فضا

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد هوا و فضا گرایش آیرودینامیک، ۰۹۳۸۹۰۸۳۲۹۴، Amir_jpl@yahoo.com

۳- دانشجوی کارشناسی ارشد هوا و فضا گرایش آیرودینامیک

۴- دانشجوی کارشناسی ارشد هوا و فضا گرایش آیرودینامیک

سازی بال با پوسته صفحه ای و بررسی بازده و ویژگی های آیرودینامیکی ریزپرنده و بخصوص با محاسبه نیروی برای میانگین به عنوان وزن بحرانی در حرکت نوسانی به این نتیجه رسیدند که برای رسیدن به یک ریزپرنده فوق سبک و کوچک ، وزن باید کمتر از ۸/۷۵ گرم باشد [۱۵].

تفاوت و نحوه حرکت حشره ها و پرندگان

تفاوت دسته نوسانی حشره سان و نوسانی پرنده سان مربوط به بزرگترین تفاوت بین پرندگان و حشرات می باشد که در تغییرات زاویه نصب بال آن ها است [۵]. تغییرات این زاویه در پرندگان در حدود چند درجه است در صورتیکه در حشرات این زاویه به مقدار زیاد و به سرعت می تواند تغییر کند (در حدود ۱۰۰ درجه در انتهای هر مرحله) پرندگان به یک سرعت اولیه برای پرواز نیاز دارند که این سرعت را با دیدن یا پرش به دست می آورند ، در حالیکه حشره ها به سرعت اولیه نیاز ندارند. پرندگان و حشرات حرکت رو به جلو خود (نیروی رانش) را با تغییر دادن زاویه نصب بال در حین حرکت نوسانی بدست می آورند که در پرندگان به دلیل تغییر کم زاویه نصب نیروی رانش بسیار کم است و بنابراین نمی توانند حرکت شناوری انجام دهند [۳]. برعکس بدلیل داشتن نسبت سرش بالا می توانند مسافت بیشتری را نسبت به حشرات پرواز کنند که در این تحقیق نحوه تولید این نیروها در پرندگان و حشرات را با استفاده از تولید دنباله گردابه های متقارن در پرندگان و غیر متقارن در حشرات به صورت کامل توضیح می دهد. سینماتیک بال حشرات امکان تغییرات سریع و بزرگ زاویه نصب بال را به حشرات می دهد، بنابراین هنگامیکه یک تغییر ناگهانی در شرایط پرواز به وجود بیاید ، ضریب برای لازم باید در کوتاهترین بازه زمانی تولید شود.

مروری بر کارهای گذشته نشان می دهد که تنها در فرکانس ها و دامنه های نوسان بالا می توان به ضریب برای میانگین لازم برای غلبه بر این تغییرات ناگهانی دست یافت [۴]. حرکت بال نوسانی، از ترکیب دو حرکت پیچشی و فراز و فرود تشکیل شده، که در این قسمت به حرکت فرازو فرود خالص پرداخته شده است. در این نوع حرکت به بررسی چهار نوع گردابه به وجود آمده و اثرات ناشی از آن ها پرداخته شده است. این چهار اثر [۵] ناشی از گردابه های به وجود آمده عبارتند از:

۱. گردابه تولیدکننده پسا (مسیر گردابه های کارمن)
۲. گردابه های تولیدکننده برآ و رانش (مسیر گردابه های کارمن معکوس منحرف شده)
۳. گردابه های تولیدکننده رانش (مسیر گردابه های کارمن معکوس)
۴. گردابه های خنثی (مشخص کننده پسای صفر)

دسته اول اصولاً به وسیله جاذبش گردابه های لبه فرار ایجاد می شوند. پدیده تولید نیروی رانش و برآ برای بال های نوسانی یک ایده بود که براساس مطالعات مقدماتی نولر [۲۰] و بتز [۲۱] بوده است که به گزارش آنها حرکت نوسانی بال باعث ایجاد زاویه حمله موثر می شود.

اثر نولر - بتز: عمل بال زدن تولید نیروی برآ می کند و یک مولفه در جهت سرعت جریان آزاد دارد.

دو منبعی که در تولید رانش مهم هستند عبارتند از:

- ✓ دنباله گردابه های لبه فرار
 - ✓ نیروی حاصل از برخورد گردابه های لبه فرار با بال
- اثر نولر و بتز به وسیله کارمن [۲۲] در سال 1922 تایید شد که روش او برای بررسی این اثر این بود که بال را ساکن فرض کرده و یک جریان سینوسی با

آن برخورد دادو به این وسیله نیروی رانش میانگین را حساب کرد. فرضیه نولر - بتز در مورد دنباله گردابه های ایجاد شده به کار نمی رود. براساس فرضیه کلون مقدار کل گردش میدان جریان ثابت باقی می ماند.

این یعنی اگر باند گردشی دور بالواره به خاطر تغییر در زاویه حمله در اثر حرکت نوسانی تغییر کرد باید یک گردش برابر ولی در جهت عکس در دنباله بالواره ایجاد شود [۲۳]. در ادامه کار در سال 1935 وون کارمن و برگس پسای ایجاد شده با توجه به محل قرار گیری و جهت دنباله گردابه ها ایجاد پسا را توجیه کردند. پلاتزر و تانسر [۲۵] در سال ۱۹۹۶ نیروی رانش و بازده پیشرانی را به وسیله کد ناویر استوکس ۱ روی بالواره ناکا ۰۰۱۲ در حالت بالا و پایین خالص بررسی کردند در سال ۱۹۹۷ جونز و پلاتزر [۲۶] نتایج عددی خود را که برای جریان دو بعدی تراکم ناپذیر غیر دایم بوسیله کد به روش پائل انجام گرفته بود را گزارش کردند و دریافتند که تغییر ضخامت بالواره بر روی نیروی رانش یک اثر جزئی دارد. در سال ۱۹۹۸ تانسر و دیگران [۲۷] با استفاده از کد تراکم پذیر دوبعدی ناویراستوکس برای بالواره ناکا ۰۰۱۲ ضرایب بازده پیشرانی و رانش را برای حرکت بالا و پایین خالص در رینولدز ۱۰۶ گزارش کردند و دریافتند که مقدار بیشینه نیروی رانش تابعی از بیشینه سرعت نوسانی بی بعد شده (kh) می باشد و توسط مقدار $kh=0.35$ محدود شده است زیرا در بالاتر از این مقدار پدیده واماندگی دینامیکی پدیدار می شود در ادامه کار پلاتزر [۲۷] و دیگران بوسیله کد ناویر استوکس در عدد رینولدز ۲۰۰۰ محاسبات خود را انجام داده و دریافتند که برای یک بیشینه سرعت نوسانی بی بعد شده مشخص بهتر می باشد که از فرکانس کاهیده (k) بالاتر و دامنه نوسان (h) پایین تر استفاده کنیم. در سال ۲۰۰۶ سارکار و ونگارمن [۲۸] طی شبیه سازی عددی روی بالواره بالا و پایین شونده خالص با استفاده از روش گردابه گسسته دو بعدی نتایج حاصل از جریان غیرسینوسی را بررسی کرده و متوجه شدند که در این حرکت مقدار ضریب رانش بیشتری بدست می آید اما مقدار بازده پیشرانی تغییر چندانی نمی کند. نتیجه اینکه در حرکت خالص بالا و پایین ، نیروی رانش در هر فرکانسی تولید می شود. پدزرانی و دیگران [۲۴] در سال ۲۰۰۶ با بررسی دوبعدی جریان تراکم ناپذیر لزج ناویر استوکس در رینولدز ۵۰۰ دریافتند که اولاً بال های انعطاف پذیر بازده بالاتری نسبت به انواع صلب آن دارند ، دوماً بالواره های سنگین تر رانش بیشتری با توان لازم ورودی کمتر نسبت به انواع سبکتر آن تولید می کنند. بنابراین بالواره های سنگین تر بازده بالاتری دارند. هدف از این تحقیق، شبیه سازی برای حرکت فراز و فرود خالص در جریان با عدد رینولدز برابر ۱۸۵۰ و سرعت جریان آزاد ۰.۲ متر بر ثانیه و بر روی بالواره ناکا ۰۰۱۲ می باشد. h به عنوان دامنه فراز و فرود، c طول وتر بالواره و ω فرکانس گردشی فراز و فرود که به صورت $\omega=2\pi f$ تعریف می شود.

همچنین St عدد اشتروهل می باشد که به صورت $St = \frac{whc}{U_{\infty}}$ تعریف می

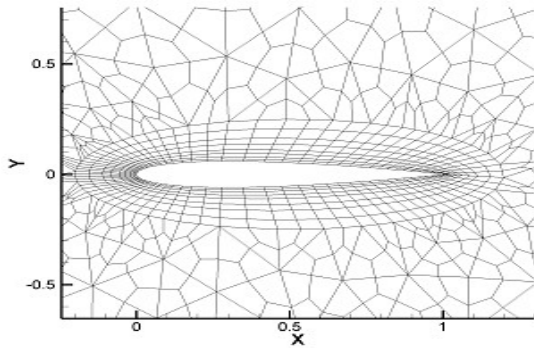
شود. در انتها محاسبات با نتایج تجربی جونز و همکارانش و نتایج عددی دقت مرتبه بالای جیمسون [۲] در سال ۲۰۰۹ مقایسه و صحت گذاری شده است.

معادلات اساسی

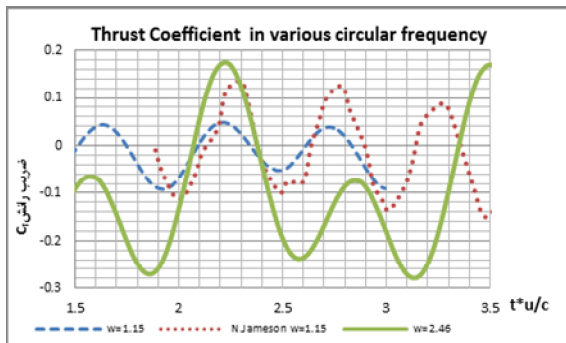
معادلات اساسی که بقای جرم، ممنتوم و اسکالر را بیان می کند در حالت برداری و مستقل از سیستم مختصات به صورت زیر بیان می شوند:

نتیجه‌گیری

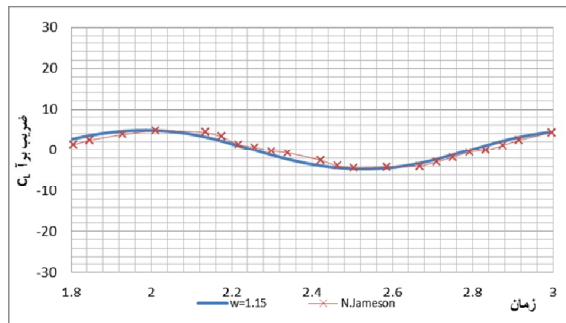
شبیه‌سازی جریان غیردایم گذرنده از روی بالواره در حرکت فراز و فرود با استفاده از نوسان جریان این مطلب را تایید می‌کند که در فرکانس‌های بالای کافی، دنباله گردابه‌ها به صورت غیرمتقارن در خواهند آمد. نتیجه اینکه در حرکت خالص فراز و فرود، نیروی رانش در هر فرکانسی تولید می‌شود ولی نیروی برآ فقط در فرکانس‌های بالا تولید می‌شود.



شکل ۱- شبکه بی سازمان تولیدشده روی ناکا ۰۰۱۲



شکل ۲- مقایسه ضریب رانش در فراز و فرود آرام و سریع



شکل ۳- مقایسه ضریب برآ و صحه گذاری در فراز و فرود آرام و سریع

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V}) = 0 \quad (۱)$$

$$\frac{\partial(\rho \mathbf{V})}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V} \otimes \mathbf{V}) = \mathbf{S}_v \quad (۲)$$

$$\frac{\partial(\rho \phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho \mathbf{V} \phi - \mathbf{q}) = \mathbf{S}_\phi \quad (۳)$$

ρ چگالی، $\mathbf{V}$ بردار سرعت و ϕ به عنوان یک متغیر مستقل اساسی (انرژی) است. $\mathbf{q}$ بردار شار اسکالر است و از قانون فوریه بدست می‌آید:

$$\mathbf{q} = \Gamma_\phi \text{grad } \Phi \quad (۴)$$

معادلات (۱)، (۲) و (۳) توسط روش حجم محدود گسسته شده، توسط الگوریتم فشار مبنا (سیمپل) به روش ضمنی حل شده است.

شبیه سازی های عددی انجام شده

در مطالعات مربوط به حرکت فراز و فرود خالص، برای شبیه سازی حرکت از رابطه زیر استفاده می‌شود:

$$y(t)/c = h \sin(2\pi ft)$$

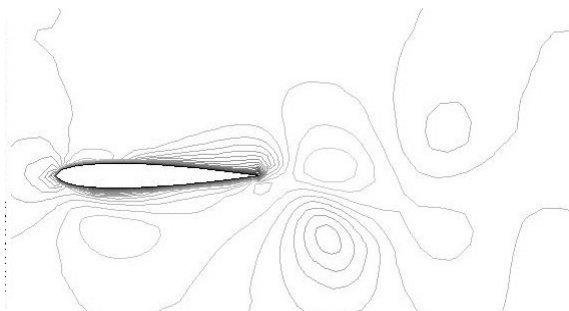
در تحقیق های عددی ارائه شده، نشان داده شده که در حرکت شناوری مشخصات آیرودینامیکی به دست آمده در دو بعدی با سه بعدی تفاوت چندانی ندارند [۵] بنابراین ما در ادامه کار نتایج دوبعدی به دست آمده را با نتایج سه بعدی انجام شده در کارهای گذشته مقایسه خواهیم کرد.

نتایج

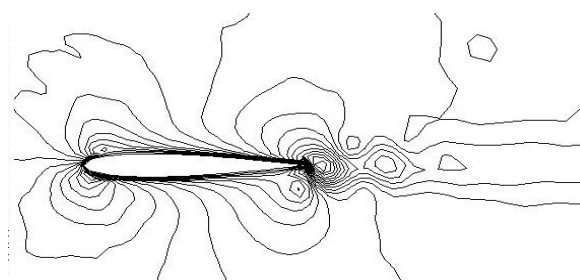
شکل (۱) قسمتی از شبکه به همراه ایرفویل را نشان می‌دهد. در نزدیکی مقطع اشاره شده از شبکه با سازمان و در فاصله دورتر از شبکه بی سازمان استفاده گردیده است. در این قسمت نتایج شبیه سازی برای دو حالت حرکت فراز و فرود آرام و سریع آورد شده است. در قسمت اول نتایج حالت آرام، که در این مرحله حرکت فراز و فرود با $\omega = 1/15$ و $h = 0.8c$ مورد بررسی قرار گرفت، این اعداد براساس نمونه مورد آزمایش با $St = 0.46$ در تحقیق جونز و همکارانش [۱] می‌باشد. با تحلیل ضرایب برآ و پسا برای این بالواره با حرکت فراز و فرود آرام به این نتیجه رسیدیم که فرکانس دنباله گردابه‌ها که از ضریب برآ به دست می‌آید با فرکانس حرکت فراز و فرود بالواره برابر می‌باشد مقدار بیشینه برآ برابر $4/78$ و کمینه برآ برابر $-4/80.3$ بدست آمد (شکل ۳). بعد از گذشتن از حالت گذار و رسیدن به یک حالت پایدار مقدار ضریب برآی میانگین زمانی یک مقدار نزدیک به صفر (0.023) تخمین زده شد. در مقابل بیشینه ضریب پسا 0.4 و کمینه ضریب پسا 0.089 (شکل ۲) بدست آمد، که مقدار میانگین زمانی کلی ضریب رانش 0.012 تخمین زده شد. می‌توان به طور خلاصه اعلام کرد که بالواره تحت حرکت فراز و فرود آرام نیروی برآ تولید نمی‌کند که در نتیجه متقارن بودن شکل‌گیری دنباله گردابه‌ها می‌باشد.

در مرحله حرکت فراز و فرود سریع $\omega = 3/46$ و $h = 0.12c$ نیز مورد بررسی قرار گرفت که این اعداد مربوط به نمونه مورد آزمایش دیگری با $St = 1/5$ در تحقیق جونز و همکارانش [۱] می‌باشد. در این حالت مقدار بیشینه ضریب پسا لحظه‌ای برابر 0.18 و مقدار بیشینه ضریب رانش لحظه‌ای برابر 0.27 (شکل ۲) و مقدار میانگین زمانی ضریب برآ برابر $1/52$ (شکل ۳) بدست آمد.

7. I. H. Tuncer and M. Kaya, "thrust generation caused by flapping airfoils in a biplane configuration," *journal of aircraft*, pp. 509-515, 2003.
8. T. Nick pornsin, Y. C. Tai, H. Nassaf, and C. M. Ho, "titanium-alloy MEMS wing technology for a micro aerial vehicle application," *sensors and actuators*, pp. 95-103, 2001.
9. S. K. Banala and S. K. Agrawal, "design and optimization of mechanism for out of plane insect wing like motion with twist," *Journal of mechanical design*, 2005.
10. C. S. Lin, C. Hwu, and W. B. Young, "the thrust and lift of an ornithopter's membrane wing with simple flapping motion " *aerospace sciense and technology*, 2006.
11. A. suharyono, j. h. kim, n. s. goo, h. c. park, and k. j. yoon, "design of precision balance and aerodynamic characteristic measurement system for micro aerial vehicles," *aerospace sciense and technology*, vol. 10, pp. 92-99, march 2006.
12. B. Singh, M. Ramasamy, i. Chopra, and j. g. Leighman, "Insect-based flapping wing for micro hovering air vehicles," in *60th annual forum of the american helicopter society june 2004*.
13. R. F. Larijani and j. d. Lelaunier, "A nonlinear aeroelastic model for the study of flapping wing flight," *AIAA:progress in aeronautics and astronautics* vol. 195, pp. 399-428, 2001.
14. s.-m. Huang, "Numerical simulation of flow over a flapping wing," vol. phd: National Cheng Kung 2004.
15. b.-j. Tsai and y.-c. Fu, "Design and aerodynamic analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle," *aerospace sciense and technology*, pp. 383-392, 2009.
16. c. Galinski and R. Zbikowski, "some problems of micro air vehicles developement," *bulletin of the polish academy of sciences 2007*.
17. s. a. Ansari, R. Zbikowski, and k. Knowles, "Non-linear unsteady aerodynamic model for insect-like flapping wings in the hover. part 2: implementation and validation," *Aerospace engineering*, vol. 220, pp. 169-186, 2006.
18. s. a. Ansari, r. Zbkowski, and Knowles, "Non-linear unsteady aerodynamic model for insect-like flapping wing in the hover. part 1: methodology and analysis," *Aerospace engineering*, vol. 220, pp. 61-83, 2006.
19. g. k. Taylor and R. Zbikowski, "Nonlinear time-priodic models of the longitudinal flight dynamics of desert locust *Schistocerca gregaria*," *Royal society interface*, pp. 197-221, 2005.
20. r. Knoller, "Die gesetze des luftwiderstandes," in *Flugund Motorchnik*. vol. 3 wien, 1909, pp. 1-7.
21. [16] Betz, "Ein beitrage zur erklarung des segelfluges," *Zeitschrift fur flugtechnik und motorluftschiffahrt*, vol. 3, pp. 269-272, 1912.
22. R. Katzmayer, "Effect of priodic changes of aple of attack on behavior of airfoilos," 1992.
23. J. Katz and a. Plotkin, *Low speed aerodynamics*, 2nd ed.: *Cabbridge university press*, 2001.
24. M. F. Platzer, J. Young, Jones, and Lai, "Flapping wing aerodynamics," *AIAA*, vol. 46, 2008.
25. I. H. Tuncer and m. f. platzer, "Thrust generation due to airfoil flapping," *AIAA*, vol. 34, pp. 324-331, 1996.
26. Jones and M. F. Platzer, "Numerical computation of flapping-wing propulsion and power extraction," in *35th Aerospace sciences meeting and exhibit*, 1997.
27. i. h. Tuncer, r. Walz, and m. f. platzer, "A computational study on adynamic stall of a flappinf airfoil," in *16th Applied Aerodynamics Conference*, 1998.
28. S. Sarkar and K. Venkatraman, "Numerical simulation of incompressible viscous flow past a heaving airfoil," in *Int.J.Numer.Meth.Fluids*. vol. 51, 2006, pp. 1-29.

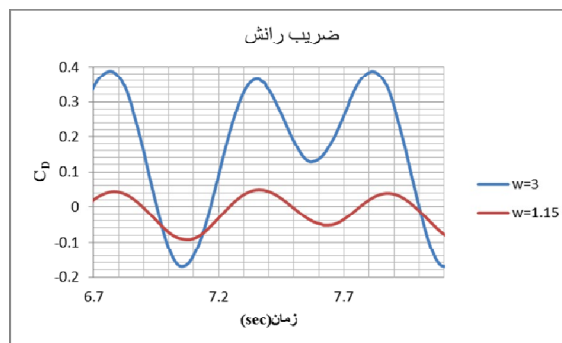


شکل ۴- نحوه تولید جفت گردابه ها در پشت بالواره در $W=2.46$



Velocity Magnitude (m/s) (Time=1.0025e+01) FLUENT 6.3 (2d, pbne, S-A, unsteady) Jan 26, 2011

شکل ۵- نحوه تولید جفت گردابه ها در پشت بالواره در $W=3$



شکل ۶- مقایسه ضریب رانش تحت تاثیر فرکانس پروازی

مراجع

1. K.D.Jones , C.M.Dohring and M.F.Platzer ,Experimental and computational investigation of the Knoller-Betz effect , *AIAA Journal*, v. 36 , pp. 780-783.
2. A.Jameson and C.Liang,Unsteady Flow Past a Plunging Airfoil ,*National Institute of Aerospace*, 2009.
3. Z. J. Wang, Dissecting insect flight,*Fluid Mechanics*, vol. 37, 2005, pp. 183-210
4. I.H.Tuncer and M.Kaya, thrust generation caused by flapping airfoils in a biplane configuration, *journal of aircraft*, 2003, pp. 509-515
5. B.J. Tsai and Y.C. Fu, Design and aerodynamic analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle,*aerospace sciense and technology*,2009,pp. 383-392
6. M. F. Neff and D. Hummel, "euler solutions for a finite-span flapping wing," in *conference on fixed ,flapping and rotary wing vehicles at very low reynolds numbers*, 2000, pp. 5-7.

This document was created with Win2PDF available at <http://www.daneprairie.com>.
The unregistered version of Win2PDF is for evaluation or non-commercial use only.