

بررسی تجربی اثر سطح بر واماندگی دینامیکی یک پرنده بالزن در حرکت رو به جلو

یگانه آذرگون^۱ و محمدحسن جوارشکیان^۲

گروه مهندسی مکانیک

دانشگاه فردوسی مشهد

(تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۸/۲۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۲۰)

چکیده

در این تحقیق، اثر سطح بر واماندگی دینامیکی یک پرنده بالزن ساده و با بال دارای زاویه شکستگی در پرواز رو به جلو توسط روش تجربی بررسی شده است. برای این منظور، ابتدا یک ساز و کار بالزن به همراه تجهیزات نصب در تونل باد طراحی و ساخته شده است. سپس بالزن ساده و بالزن دارای زاویه شکستگی، در فاصله از سطح ۱ و ۱/۵ برابر طول وتر، فرکانس بالزنی ۳/۵ Hz و زاویه حمله‌های ۰° تا ۲۲/۵° در تونل باد با سرعت ۳ m/s مورد آزمایش قرار گرفته‌اند. همچنین به منظور بررسی تأثیر فرکانس بالزنی و فاصله از سطح بر نیروی برآ، نیروی پیشران و توان مفید، بالزن ساده و شکسته با زاویه حمله صفر، در فاصله از سطح‌های ۱، ۱/۵ و ۲ برابر طول وتر و فرکانس‌های بالزنی ۰، ۳/۵، ۲ و ۵ در سرعت ۳ m/s تست شده است. نتایج نشان می‌دهند که واماندگی دینامیکی بالزن ساده با کاهش فاصله از سطح، در زاویه حمله کمتری نسبت به بال دارای شکستگی اتفاق می‌افتد. در کمترین فاصله از سطح (۱ برابر طول وتر)، واماندگی بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی ۱۰۷° به ترتیب در ۱۲/۵° و ۱۵° رخ داده است. علاوه بر این، بالزن با زاویه شکستگی عملکرد بهتری نسبت به بالزن ساده دارد. نتایج این تحقیق نشان می‌دهد که با کاهش فاصله از سطح و افزایش فرکانس بالزنی، نیروهای آیرودینامیکی و توان مفید افزایش یافته است.

واژه‌های کلیدی: آیرودینامیک تجربی، اثر سطح، واماندگی پرنده بالزن، شکستگی خمشی، پرواز رو به جلو، ریز پرنده

Empirical Study of the Ground Effect on the Dynamic Stall of a Flapping Wing in Forward Flight

Y. Azarگون

M. H. Javareshkian

Mechanical Engineering Department

Ferdowsi University of Mashhad

(Received: 17/November/2020 ; Accepted: 11/July/2021)

ABSTRACT

In the present study, the ground effect on the dynamics stall in the forward flight of a flapping wing with a bending deflection angle is empirically investigated. For this purpose, first, a bending deflection mechanism and the installed facilities for the wind tunnel are designed and fabricated. Then a simple bending flapping wing is empirically examined at 3 m/s velocity, 3.5 Hz flapping frequency $h/c=1,1.5$ and different angles of attack from 0° to 22.5°. Also, to investigate the effects of flapping frequency and distance from the surface on the lift force, the thrust force and the loading power of the simple and bending flapping wing with no angle of attack, tests were carried out at 3 m/s velocity, $h/c=1,1.5,2$ and different flapping frequencies from 0 Hz to 5 Hz. The results indicate that with decreasing the distance from the surface, the dynamic stall of the simple flapping wing occurs at lower angles of attack compared to the bending flapping wing. More specifically, in the minimum distance from the surface ($h/c = 1$), the stall angles of the simple flapping wing and bending flapping wing (with bending deflection angle of 107°) take place at 12.5° and 15°, respectively. The performance of the bending flapping wing is generally better than the simple flapping wing. Besides, by enhancing the flapping frequency and decreasing the distance from the surface, the aerodynamic forces and the loading power increase.

Keywords: Experimental Aerodynamics, Ground-Effect, Stall of Flapping Wing, Bending Deflection, Forward Flight, MAVs

۱- دانشجوی دکتری: Yegane.Azarگون@mail.um.ac.ir

۲- استاد (نویسنده پاسخگو): Javareshkian@um.ac.ir

فهرست علائم و اختصارات

AR	نسبت منطری
h/c	نسبت فاصله از سطح به طول وتر
AOA	زاویه حمله، degree
α	زاویه شکستگی خمشی، degree
R	نصف طول، m
S	مساحت یک بال، m^2

۱- مقدمه

از گذشته تا به امروز، دانشمندان با الهام گرفتن از طبیعت^۱، به طراحی و ساخت وسایل مورد نیاز انسان پرداخته‌اند. یکی از بررسی‌های مهم در این زمینه، طراحی و ساخت ساز و کار پروازی بر اساس پرواز واقعی پرندگان و حشرات است. در این میان، وسایل نقلیه هوایی در ابعاد میکرو^۲ به دلیل اندازه کوچک و مانورپذیری بالا، مورد توجه بیشتری قرار گرفته‌است [۱-۳].

در مطالعات اولیه در زمینه پرواز پرندگان به بررسی تأثیر پارامترهایی از جمله فرکانس بالزنی^۳، سرعت پرواز، زاویه حمله و هندسه بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرداخته شده است. مانپین و همکاران [۴ و ۵] از اولین پژوهشگران در این زمینه، در یک مطالعه تجربی اثر زاویه و فرکانس بالزنی را بر روی نیروی برآ^۴ یک بال صلب^۵ بررسی کرده بودند، نتایج نشان داد که افزایش زاویه و فرکانس بالزنی باعث افزایش نیروی برآ و افزایش سرعت باعث کاهش نیروی برآ می‌شود. برخلاف آنها، هو و همکاران [۶] مشاهده کردند که با افزایش سرعت، نیروی برآ افزایش می‌یابد.

لین و همکاران [۷] در سال ۲۰۰۶، به منظور بررسی اثر مساحت بال بر نیروی برآ، دو بال با مساحت مختلف و نسبت منطری^۶ یکسان ساختند و مشاهده کردند که مساحت بال به طور مستقیم بر نیروی برآ تأثیر ندارد. آن‌ها همچنین با هدف بررسی اثر فرکانس بالزنی، سرعت تونل باد و زاویه حمله یک ساز و کار بالزن غیرپروازی ساختند. گالیوان و دیلایر [۸] تأثیر پارامترهای هندسی و طراحی

مانند صلبیت تیرک اصلی، تیرک جانبی^۷، وزن بال و نسبت منطری را با ساخت یک بالزن مورد بررسی قرار دادند، نتایج حاکی از این بود که افزایش قطر تیرک اصلی که باعث افزایش صلبیت آن می‌شود، باعث افزایش نیروی پیشران^۸ می‌شود، کاهش جرم عملکرد بهتری را به همراه دارد و اینکه تولید نیروی پیشران با استفاده از تیرک جانبی، ناچیز است. از این رو، یانگ و همکاران [۹ و ۱۰] برای بهره بردن از مزایای کاهش وزن سازه و بهبود عملکرد آیرودینامیکی، اقدام به ساخت یک بالزن با استفاده از روش برش سیم با تخلیه الکتریکی^۹ نمودند. آنها مدل را در تونل باد به پرواز درآوردند و مورد آنالیز آیرودینامیکی قرار دادند، نتایج نشان داد که وزن سازه به نصف کاهش یافته است، از طرفی زمان پرواز افزایش قابل توجهی داشته است.

مظاهری و ابراهیمی [۱۱ و ۱۲] با طراحی و ساخت بالزنی تحت عنوان بالزن تدبیر و قرار دادن آن در تونل باد، مشاهده کردند که نیروی برآ و پیشران با افزایش فرکانس بالزنی افزایش یافته است همچنین با افزایش سرعت، نیروی برآ افزایش و نیروی پیشران کاهش یافته است.

جوجودیرو و همکاران [۱۳] از روش تحلیلی رهیافت تئودورسون^{۱۰} برای آنالیز عملکردی یک بالزن در حرکت هاور^{۱۱} و رو به جلو^{۱۲} استفاده کردند و اثرات سرعت، فرکانس بالزنی، زاویه حمله و زاویه بالزنی بر نیروهای آیرودینامیکی را بررسی نمودند. نتایج نشان داد که نیروی پیشران افزایش بیشتری با فرکانس بالزنی نسبت به نیروی برآ دارد، همچنین حرکت پیچشی بال، حرکت غالب بر نیروی برآ و حرکت بالزنی حرکت غالب بر نیروی پیشران می‌باشد.

علوی و جوارشکیان [۱۴] در سال ۲۰۱۴، اقدام به ساخت بالزن با بال‌های مختلف نمودند و اثرات نسبت-منطری، مساحت، زاویه بالزنی را در پرواز هاور بررسی کردند و در این تحقیق مشاهده شد که نیروی پیشران مستقل از نسبت منطری است و با مساحت رابطه خطی دارد و اینکه نیروی پیشران و توان مصرفی با توان دوم فرکانس بالزنی متناسب است. بهنام و جوارشکیان [۱۵]، معادله حرکتی

⁷ spar

⁸ Thrust

⁹ wire cut with electric discharge

¹⁰ Theodorsen

¹¹ Hovering

¹² Forward flight

¹ Biomimic

² MAV

³ Flapping frequency

⁴ Lift

⁵ Rigid

⁶ Aspect ratio

افزایش سرعت باعث افزایش نیروی برآ و کاهش نیروی پیشران می‌شود و زاویه شکستگی باعث بهبود نیروهای آیرودینامیکی و توان مفید شده است [۲۰]. همچنین یو و همکاران [۲۱] در یک مطالعه عددی، اثرات خمش و انحنای القایی^{۱۰} را بر نیروی برآ و پسا و پایداری بال انعطاف‌پذیر^{۱۱} بررسی کردند، آنها از یک مدل تعامل مایع/ساختار^{۱۲} استفاده کردند، نتایج نشان داد که خمش و انحنای القایی، باعث بهبود پایداری و کاهش پسا در زاویه حمله‌های بالا شده است.

کریمیان و جهانبین [۲۲] یک ساز و کار هیبریدی^{۱۳} جدید را برای یک بال انعطاف‌پذیر طوری توسعه دادند، که قادر به تنظیم زاویه چرخش^{۱۴} باشد و اثرات آن را بر نیروی برآ، پسا، توان مصرفی و توان مفید بررسی نمودند، نتایج پژوهش آنها حاکی از آن بود که با اعمال زاویه چرخش، عملکرد آیرودینامیکی ۱۵٪ بهبود می‌یابد.

بسیاری از پرندگان، در هنگام فرود^{۱۵}، صعود^{۱۶} و حتی شکار در نزدیکی سطح زمین یا آب پرواز می‌کنند و در این حالت تحت تأثیر سطح^{۱۷} قرار می‌گیرند. به دلیل مزایایی که این اثرات در عملکرد پروازی ایجاد می‌کند مورد توجه بسیاری از دانشمندان قرار گرفته است [۲۳-۲۷].

نتایج مطالعات عددی و تجربی در این زمینه، نشان داده‌اند که وقتی پرواز در نزدیک سطح انجام می‌شود، باعث فشردن شدن هوای بین سطح زیر بال و سطح زمین یا آب می‌شود و این موضوع باعث افزایش فشار در سطح زیر بال، افزایش اختلاف فشار سطح بالا و پایین بال و نهایتاً باعث افزایش نیروی برآ و بهبود عملکرد آیرودینامیکی می‌گردد. علاوه بر این، اثر سطح ایجاد گردابه^{۱۸} در نوک بال و جریان برگشتی^{۱۹} رو به پایین را کاهش می‌دهد و گسترش گردابه را متوقف می‌کند، این اثر باعث تولید نیروی برآ و کاهش نیروی پسا می‌گردد [۲۸-۳۰].

سو و همکاران [۳۱] در یک شبیه‌سازی سه‌بعدی، به بررسی اثر سطح بر یک پرنده بالزن در حرکت رو به جلو

یک مرغ مگس‌خوار را در نرم‌افزار متلب^۱ به‌دست آوردند سپس به طراحی و ساخت آن پرداختند و در حرکت هاور و رو به جلو مورد آزمایش قرار دادند، نتایج نشان داد که نیروی پیشران با افزایش سرعت بهبود می‌یابد.

در سال ۲۰۱۷، نان و همکاران [۱۶] به بهینه‌سازی تجربی بال ساخته‌شده بر اساس مرغ مگس‌خوار پرداختند، هدف آن‌ها رسیدن به بیشترین نسبت نیروی برآ به توان مصرفی با تغییر پارامترهای نسبت‌منظری، مساحت بال، نسبت وتر نوک به ریشه و زاویه انحنای بود. نتایج حاکی از آن بود که تولید نیرو و بازده از زاویه انحنای و نسبت‌منظری تأثیر زیادی می‌گیرند همچنین افزایش نسبت‌منظری در فرکانس‌های پایین، باعث افزایش نیروی برآ و در فرکانس‌های بالا، ابتدا باعث افزایش و سپس کاهش نیروی برآ می‌شود.

پرندگان در هنگام حرکت در کورس روبه‌بالا^۲، به‌صورت هم‌زمان سه نوع حرکت را انجام می‌دهند. حرکات تاشدگی^۳ و پیچش^۴ و خم‌شدگی^۵، هنگام حرکت رو به پایین^۶ بال‌های خود را کاملاً باز می‌کنند. محققین گذشته حرکات پیچش و تاشدگی را مورد بررسی قرار دادند [۱۷ و ۱۸]. برخی از دانشمندان با استفاده از مواد هوشمند در تیرک اصلی بال، حرکت خم‌شدگی بال را ایجاد کردند. نکته قابل توجه در حرکت خمیدگی بال این است که بال در این حرکت به دو قسمت جدا تقسیم می‌شود، بنابراین لازم است ساز و کاری ایجاد شود که این حرکت را ایجاد کند، در این راستا، ساز و کار بالزنی^۷ بر مبنای پرواز مرغ دریایی به‌منظور بررسی اثرات خمش بر نیروهای آیرودینامیکی در حرکت هاور توسط فروزی و جوارشکیان [۱۹]، طراحی و ساخته شده‌اند. نتایج تحقیقات آنها نشان داد که بالزن با زاویه خمش^۸، عملکرد بهتری نسبت به بالزن ساده دارد. آنها همچنین در پژوهشی دیگر به بررسی تأثیر فرکانس نوسان، سرعت جریان باد و زاویه شکستگی بال بر نیروهای آیرودینامیکی و توان مفید^۹ در پرواز رو به جلو پرداختند و مشاهده کردند با افزایش فرکانس، نیروی برآ و پیشران افزایش می‌یابد.

¹⁰ Induced camber

¹¹ Flexible

¹² Fluid/structure interaction (FSI) model

¹³ hybrid mechanism

¹⁴ twisting angles

¹⁵ Takeoff

¹⁶ Landing

¹⁷ Ground effect

¹⁸ vortices

¹⁹ downwash back

¹ Matlab

² Upstroke

³ Folding

⁴ Pitching

⁵ Bending

⁶ Downstroke

⁷ Flapping mechanism

⁸ Bending deflection alge

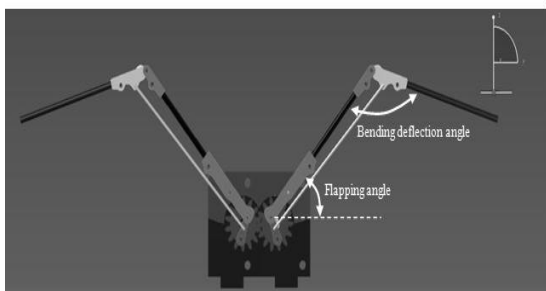
⁹ Loading power

در این پژوهش در زاویه حمله صفر درجه، اثر فاصله از سطح ($h/c=1,1.5,2$)، فرکانس بالزنی ($0, 2, 3/5, 5$ Hz) بر نیروی برآ، نیروی پیشران و توان مفید برای دو حالت بالزن با زاویه شکستگی خمیدگی 10.7 درجه و بدون زاویه شکستگی نیز بررسی و مقایسه گردیده است.

۲- آماده‌سازی شرایط آزمایش

در این تحقیق، یک ساز و کار تک میل‌لنگ موازی برای انتقال حرکت چرخشی موتور (مدل ZhengKe motor ZGA42FH) به حرکت بالزنی استفاده شده است. برای اتصال میله‌های فشاری به قسمت خارجی بال، دو لینک وجود دارد. با این کار، شکستگی خمشی بال در کورس رو به بالا مشابه با پرندگان تأمین می‌شود. زاویه‌های مختلف شکستگی بال، با تغییر فاصله بین میل‌لنگ و لینک متصل به میله فشاری حاصل می‌گردد. فاصله بین نقطه شکستگی بال و ریشه و نوک بال به ترتیب 6 و $5/8$ cm است.

ساز و کار، ابتدا در نرم‌افزار کتیا^۹ مطابق شکل ۱ طراحی شده و سپس اجزا با استفاده از چاپگر سه‌بعدی^{۱۰} ساخته شده و در نهایت به صورت دستی^{۱۱} سرهم شده‌اند. بین مدل طراحی شده و ساخته شده با دست، اختلاف اندکی وجود دارد اما به علت سادگی، هزینه کم و سرعت بالا کاملاً به صرفه است [۳۷].



شکل (۱): ساز و کار همراه با زاویه بالزنی و زاویه شکستگی خمشی

به کمترین زاویه‌ای که بال در آخرین لحظه کورس رو به بالا به آن می‌رسد، زاویه شکستگی خمشی^{۱۲} گفته می‌شود. این پژوهش زاویه شکستگی خمشی، 10.7 درجه در نظر

پرداختند، نتایج نشان داد که با کاهش فاصله از سطح، نیروی برافزایش و پسا کاهش یافته است. میدا و لیو [۳۲] نیز به شبیه‌سازی پرواز یک حشره^۱ در حرکت هاور نزدیک سطح پرداختند و نشان دادند که تأثیر سطح باعث بهبود نیروی برافزایش می‌شود. علاوه بر این کیم و همکاران [۳۳]، در یک مطالعه تجربی بر روی حرکت هاور یک پرنده در نزدیک سطح، مشاهده کردند که وقتی پرنده در فاصله $1/1$ طول وتر حرکت می‌کند، انرژی مکانیکی و متابولیکی^۲ پرنده ذخیره می‌شود. همچنین یوهانسون و همکاران [۳۴] مشاهده کردند که وقتی یک خفاش در نزدیک سطح پرواز می‌کند، توان آیرودینامیکی مصرفی کمتری دارد و انرژی بیشتری ذخیره می‌شود.

در مطالعه‌های پیشین در زمینه اثر سطح، به بهینه‌سازی ایروفیل نوسانی^۳ دارای حرکت فراز و فرود^۴ در نزدیک سطح آب با استفاده از الگوریتم ژنتیک^۵ پرداخته شد همچنین در مطالعه دیگری اثر سطح بر استال استاتیکی^۶ ایروفیل نوسانی بررسی شد و نتایج نشان داد که با کاهش فاصله از سطح، واماندگی استاتیکی زودتر اتفاق می‌افتد [۳۵ و ۳۶].

با وجود مطالعات گسترده‌ای که در زمینه پرواز پرندگان در نزدیک سطح انجام شده است، هنوز مسائل ناشناخته زیادی در این زمینه وجود دارد که باید مورد بررسی قرار بگیرد. یکی از موضوعاتی که کمتر به آن پرداخته شده، پدیده واماندگی دینامیکی^۷ پرنده بالزن به خصوص بالزن دارای ساز و کار شکستگی می‌باشد. لذا در این تحقیق با طراحی و ساخت یک ساز و کار بالزن دارای شکستگی و قرار دادن آن به همراه بال در تونل باد^۸، به بررسی واماندگی دینامیکی بالزن با زاویه شکستگی 10.7 تحت تأثیر سطح و مقایسه آن با واماندگی دینامیکی بالزن بدون زاویه شکستگی پرداخته می‌شود. تست‌های انجام شده به منظور بررسی واماندگی دینامیکی بالزن در سرعت 3 m/s، می‌باشد. فرکانس بالزنی $3/5$ Hz و زاویه حمله‌های صفر درجه تا $22/5$ درجه می‌باشد.

¹ fruit

² metabolic

³ oscillation airfoil

⁴ plunge

⁵ Genetic algorithm

⁶ Static stall

⁷ Dynamic stall

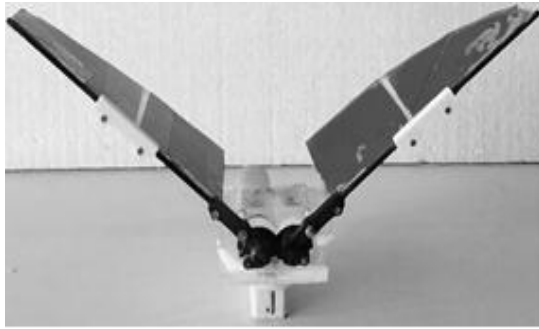
⁸ Wind tunnel

⁹ Catia

¹⁰ 3DPrinter

¹¹ Manmade

¹² Bending deflection angle



شکل (۳): بال متصل شده به ساز و کار بالزنی

۳- تونل باد و ابزار اندازه‌گیری

در این تحقیق از یک تونل باد افقی^۳، از نوع مدار باز و مقطع آزمون بسته استفاده شده است. سطح مقطع اتاق آزمون^۴ آن ۱ m در ۱/۲ m می‌باشد. تست‌های تجربی در فاصله‌های مختلف از کف اتاق آزمون (h/c=1,1.5,2)، فرکانس‌های بالزنی متفاوت از ۰ تا ۵ Hz و سرعت ۳ m/s انجام شده است. شکل ۴ وضعیت بال و ساز و کار را در تونل باد نشان می‌دهد.

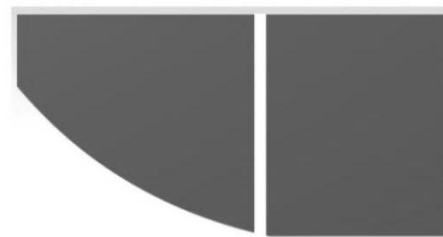
عوامل زیادی باعث ایجاد شرایط نامطلوب در صحت آزمایش‌ها و نتایج می‌شوند. یکی از این عوامل شدت آشفتگی^۵ زیاد است. مولر [۳۸] در تحقیق خود نشان داده است که شدت آشفتگی کمتر از ۱٪ تأثیر ناچیزی در نیروهای آیرودینامیکی دارد. شدت آشفتگی تونل باد حاضر، ۳/۰٪ است.



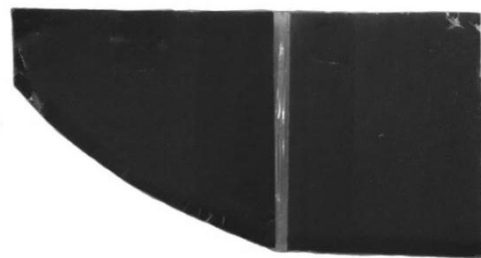
شکل (۴): بال و ساز و کار بالزنی با زاویه شکستگی در تونل

گرفته شده و با نوع بالزنی ساده مقایسه گردیده است. برای تأمین حرکت بالزنی از یک منبع قدرت DC استفاده شده و با تغییر ولتاژ منبع تغذیه در طول آزمایش، فرکانس بالزنی مورد نظر ایجاد می‌شود.

در این پژوهش، بال مورد نظر ابتدا در نرم‌افزار کتیا^۱ طراحی و سپس به صورت دستی ساخته شده است (مطابق شکل ۲).



الف



ب

شکل (۲): الف) بال طراحی شده ب) بال ساخته شده
وتر^۲ و طول بال به ترتیب معادل با ۸ و ۳۶ سانتی‌متر است. نسبت منظری بال از رابطه $AR=2R^2/S$ (و R و S به ترتیب نصف طول و مساحت یک بال هستند) حاصل می‌شود. در جدول ۱ اطلاعات کامل بال مورد استفاده، آورده شده است. در نهایت بال مطابق شکل ۳ به ساز و کار متصل شده است.

جدول (۱): مشخصات هندسی بال ساخته شده

۳	ضخامت (mm)
۱۴/۵	نصف طول (cm)
۳۶	طول (cm)
۲	وتر نوک (cm)
۸	وتر ریشه (cm)
۰/۰۱	مساحت (cm ²)
۶/۴۸	نسبت منظری
۹/۵	جرم (gr)

^۳ Horizontal wind tunnel

^۴ Test section

^۵ Turbulence Intensity

^۱ Catia

^۲ Chord

حذف معمولاً ۲ یا ۳ برابر فرکانس غالب ساز و کار تنظیم می‌شود. در این پژوهش از فرکانس ۱۵ Hz به‌عنوان فرکانس قطع استفاده می‌شود. این فیلتر، فرکانس‌های کمتر از ۱۵ Hz را ذخیره و فرکانس‌های بالای ۱۵ Hz را که احتمالاً ناشی از ارتعاشات موتور و سایر اجزا می‌باشد حذف می‌کند.

۴- نتایج و بحث

در این مطالعه تجربی، تأثیر سطح بر عملکرد آیرودینامیکی و واماندگی دینامیکی یک ساز و کار بالزنی با حرکت رو به جلو در تونل باد بررسی شد. نتایج برای فاصله از سطح‌های ۱، ۱/۵ و ۲ برابر طول وتر، فرکانس‌های نوسانی ۰ تا ۵، زاویه شکستگی ۰° و ۱۰۷°، زاویه حمله صفر درجه و سرعت ۳ m/s به‌دست آمده است.

شکل ۵ (الف-ج) تغییرات نیروی برآ بر حسب فرکانس-بالزن، بال با زاویه شکستگی ۰° و ۱۰۷°، در سرعت ۳ m/s و در سه فاصله از سطح را نشان می‌دهد، مشاهده می‌شود در هر سه فاصله از سطح و هر زاویه شکستگی، با افزایش فرکانس بالزنی، نیروی برآ افزایش یافته است همچنین مشاهده می‌شود، بالزن با زاویه شکستگی در همه موارد به‌ویژه در فرکانس‌های بالاتر، نیروی برآی بیشتری نسبت به بالزن بدون زاویه شکستگی ایجاد کرده است. این نتایج با نتایج مراجع [۶، ۷ و ۱۲] مطابقت دارد. از مقایسه نتایج در سه فاصله از سطح، قابل مشاهده است که با کاهش فاصله از سطح، نیروی برآ افزایش یافته است که مطابق با نتایج مراجع [۳۱، ۳۲، ۳۵ و ۳۶] می‌باشد. این تأثیر با افزایش فاصله از سطح کاهش یافته است، تولید نیروی برآ در $h/c=1.5$ و $h/c=2$ اختلاف کمتری نسبت به $h/c=1$ دارد و بالزن با زاویه شکستگی در همه فاصله از سطح‌ها به‌ویژه در $h/c=1$ ، نیروی برآی بیشتری نسبت به بالزن بدون زاویه شکستگی ایجاد کرده است.

به‌منظور اندازه‌گیری نیروهای برآ و پیشران، از دو نیرو-سنج تک‌محوره فشاری-کششی با ظرفیت ۳ و ۶ کیلوگرم (مدل OBU-N49106 و OBU-N50170 Bongshin) استفاده شده است. خطای نسبی^۱ این نیروسنج‌ها کمتر از ۰.۴٪ است. خطای ناشی از غیرخطی بودن^۲، تکرارپذیری^۳ و هیستریزیس^۴ آن‌ها کمتر از ۰.۲٪ ظرفیت‌شان است. لازم به‌ذکر است که کالیبراسیون نیروسنج‌ها با استفاده از وزنه‌های استاتیکی با وزن معلوم انجام شده است، زیرا نیروسنج دارای فشارسنج‌هایی^۵ هستند که نیروها را به‌صورت ولتاژ ثبت می‌کنند. برای تبدیل ولتاژ به نیرو، کالیبراسیون صورت می‌پذیرد تا مشخص شود، هر ولتاژ معادل با چه نیرویی است [۳۹].

با استفاده از یک آمپلی‌فایر (مدل DN-AM100) که مستقیماً از برق متناوب AC تغذیه می‌شود، ولتاژ اندازه‌گیری شده توسط نیروسنج تقویت می‌شود. همه ولتاژهای اندازه‌گیری شده نیروسنج و تقویت‌شده با آمپلی‌فایر، توسط یک کارت داده‌برداری (با مدل Advantech PCI-1710HG) ذخیره می‌شوند. ولتاژهای ذخیره‌شده توسط نرم‌افزار دیتا لوگر^۶ قابل مشاهده است که در نهایت این ولتاژها به نیروی برآ و پیشران تبدیل می‌شوند. برای محاسبه توان مفید، ابتدا توان مصرفی ($V \times I$) به‌دست آورده می‌شود، سپس با تقسیم توان مصرفی بر نیروی پیشران، میزان توان مفید مشخص می‌گردد.

از آنجایی که تمامی سیگنال‌ها از جمله ارتعاشات موتور و نوسان‌های ناشی از حرکت بالزن، توسط نیروسنج اندازه‌گیری می‌شود، استفاده از فیلتر برای داده‌های خام ضروری است. با توجه به اینکه در این تحقیق حرکت‌ها نوسانی هستند و به آنالیز حرکتی می‌پردازد، از فیلتر گذرپایین مرتبه سوم دیجیتال^۷ استفاده شده است. فرکانس

^۱Relative error

^۲Non-linearity

^۳Non-repeatability

^۴Hysteresis

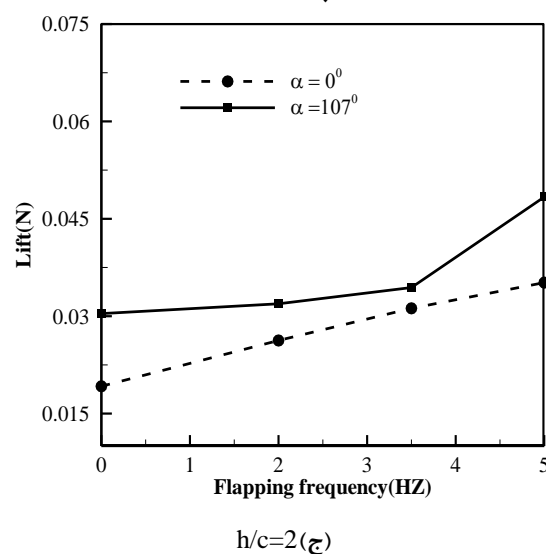
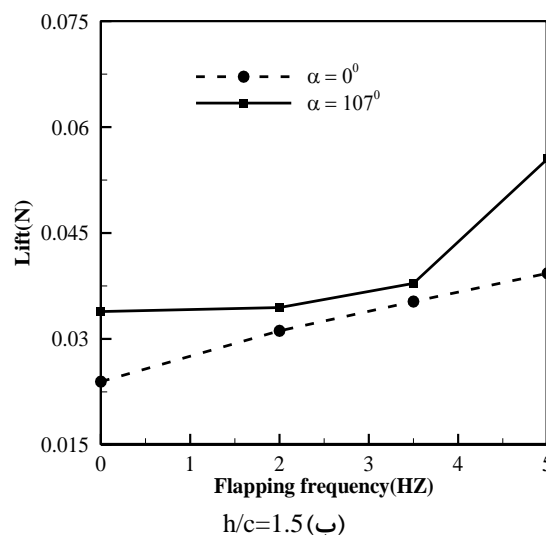
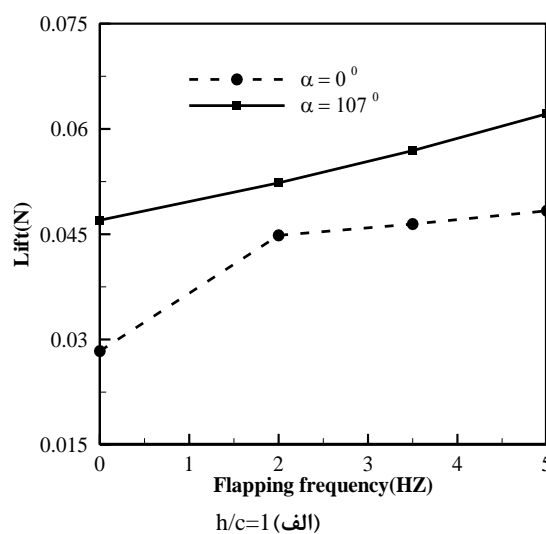
^۵Strain gauge

^۶Data logger

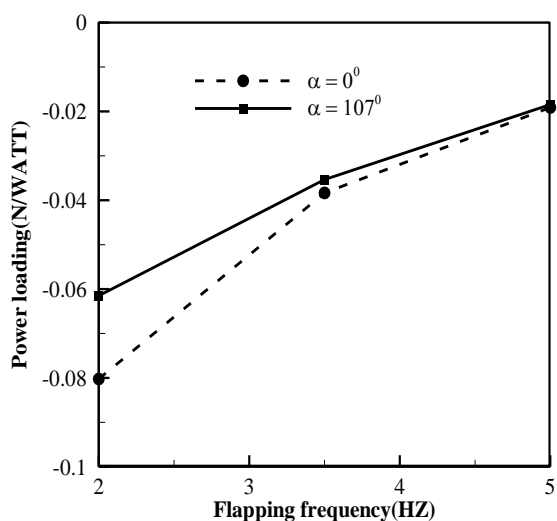
^۷Third-order low-pass digital Butterworth filter

شکل ۶ (الف-ج) تغییرات نیروی پیشران بر حسب فرکانس بالزنی در سرعت ۳ m/s در سه فاصله از سطح مختلف را نشان می‌دهد، در هر سه فاصله از سطح و هر زاویه شکستگی، با افزایش فرکانس بالزنی، نیروی پیشران افزایش یافته است همچنین مشاهده می‌شود، بالزن با زاویه شکستگی در همه موارد به‌ویژه در فرکانس‌های پایین‌تر، نیروی پیشران بیشتری نسبت به بالزن بدون زاویه شکستگی ایجاد کرده است. این نتایج مشابه مراجع [۶ و ۷] می‌باشد. از مقایسه نتایج در سه فاصله از سطح، قابل مشاهده است که بیشترین نیروی پیشران در $h/c=1$ ایجاد شده است و با افزایش فاصله از سطح، تولید نیروی پیشران کاهش یافته است. در واقع مطابق با نتایج مراجع [۳۱ و ۳۲]، با کاهش فاصله از سطح نیروی پیشران افزایش یافته است، به طوری که نیروی پیشران در $h/c=1.5$ و $h/c=2$ اختلاف کمتری نسبت به $h/c=1$ دارد. قابل مشاهده است که بالزن دارای زاویه شکستگی با افزایش فاصله از سطح، نیروی پیشران بیشتری نسبت به بالزن ساده ایجاد کرده است. از این رو برای بررسی دقیق‌تر تأثیر سطح بر عملکرد آیرودینامیکی، به بررسی اثر سطح بر توان مفید پرداخته شده است.

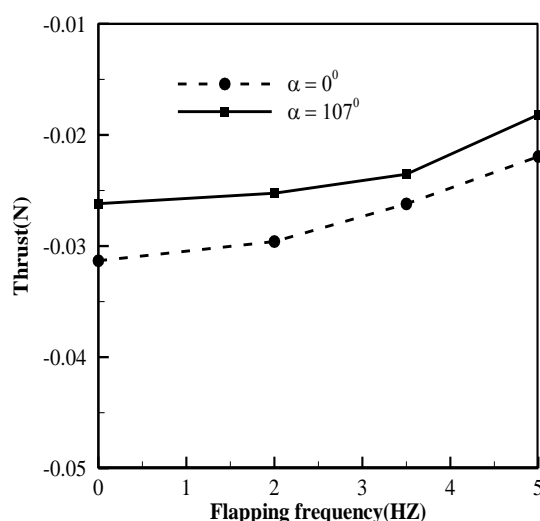
تغییرات توان مفید بر حسب فرکانس بالزنی در سرعت ۳ m/s در $h/c=1, 1.5, 2$ در شکل ۷ (الف-ج) نشان داده شده است، مطابق با نتایج مراجع [۱۹ و ۲۰] قابل مشاهده است که با افزایش فرکانس بالزنی توان مفید در همه موارد افزایش یافته است و بالزن با زاویه شکستگی در فرکانس‌های نوسانی کمتر توان مفید بیشتری نسبت به بالزن ساده ایجاد کرده است. با افزایش فرکانس نوسانی اختلاف توان مفید بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی کاهش یافته است. همچنین مطابق با نتایج مرجع [۳۴] با کاهش فاصله از سطح، توان مفید افزایش پیدا کرده است. در $h/c=1$ و $h/c=1.5$ ، بالزن با زاویه شکستگی، توان مفید بیشتری نسبت به بالزن ساده تولید کرده است و در $h/c=2$ این اختلاف کاهش یافته است.



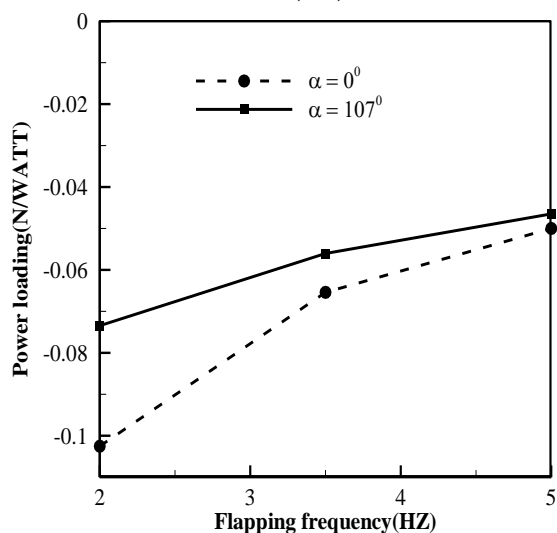
شکل ۵: تغییرات نیروی برآ بر حسب فرکانس بالزنی در سرعت ۳ m/s در سه فاصله از سطح (الف) $h/c=1$ ، (ب) $h/c=1.5$ و (ج) $h/c=2$



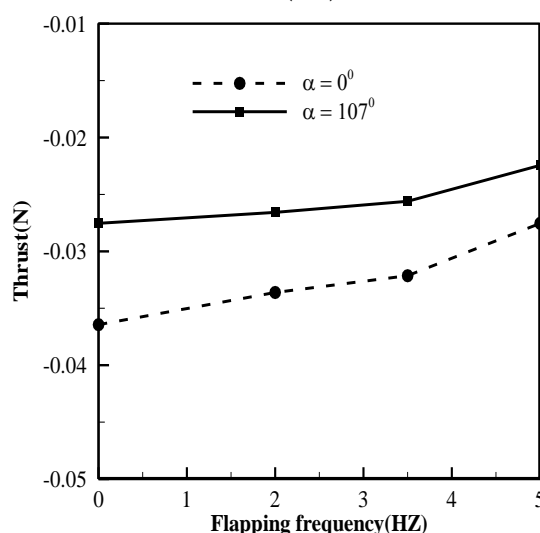
h/c=1 (الف)



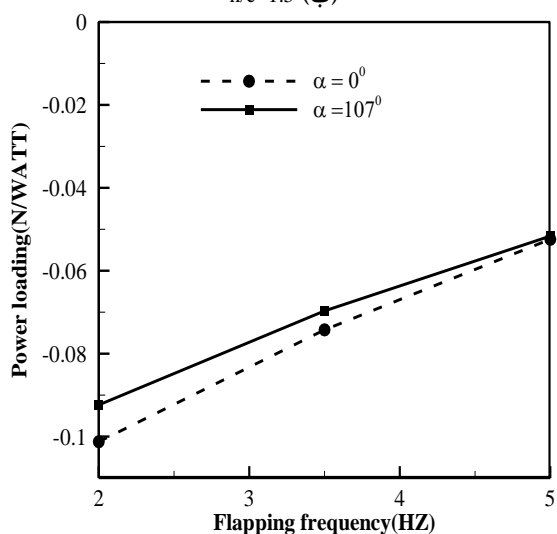
h/c=1 (الف)



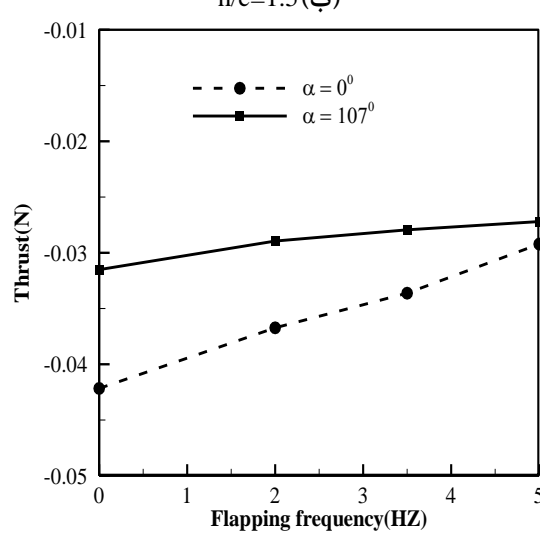
h/c=1.5 (ب)



h/c=1.5 (ب)



h/c=2 (ج)



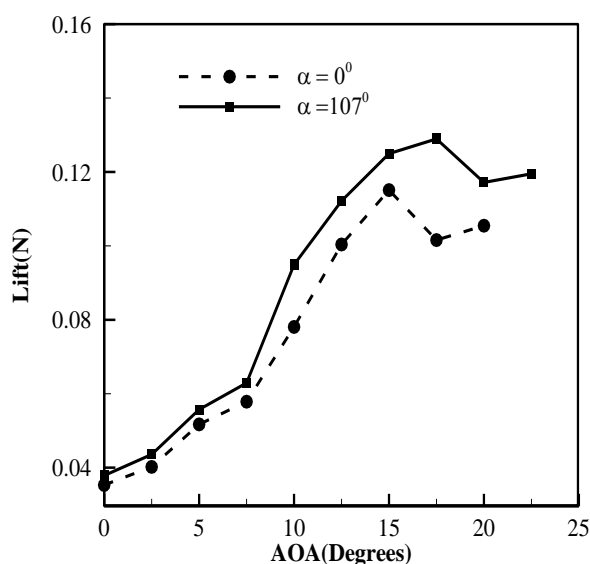
h/c=2 (ج)

شکل (۷): تغییرات توان مفید بر حسب فرکانس بالزنی در سرعت ۳ m/s در سه فاصله از سطح (الف) h/c=1، (ب) h/c=1.5 و (ج) h/c=2

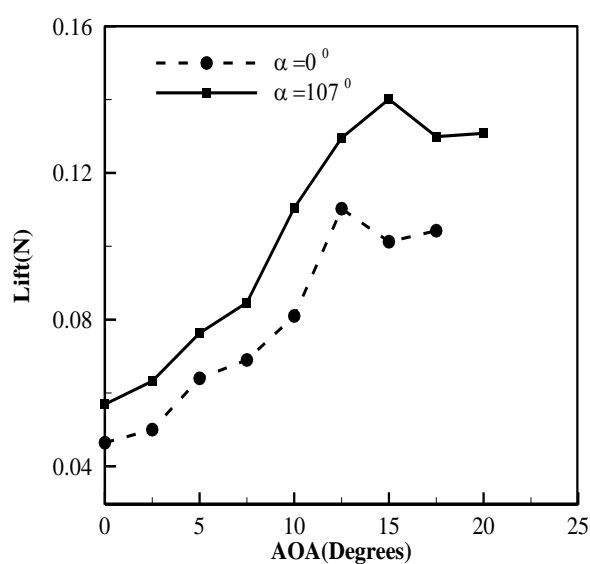
شکل (۶): تغییرات نیروی پیشران بر حسب فرکانس بالزنی در سرعت ۳ m/s در سه فاصله از سطح (الف) h/c=1، (ب) h/c=1.5 و (ج) h/c=2

قابل مشاهده است که در $h/c=1$ بیشترین مقدار نیروی برآ بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی، در زاویه حمله $12/5^\circ$ و 15° اتفاق افتاده است و بعد از آن نیروی برآ افت شدیدی داشته است و واماندگی دینامیکی اتفاق افتاده است. این پدیده در $h/c=1.5$ برای بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی به ترتیب در زاویه حمله‌های 15° و $17/5^\circ$ اتفاق افتاده است. واماندگی دینامیکی هر دو بالزن، در $h/c=1$ در زاویه حمله کمتری نسبت به $h/c=1.5$ اتفاق افتاده است.

تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در فرکانس بالزنی $3/5$ Hz، سرعت 3 m/s در دو فاصله از سطح 1 و $1/5$ برابر طول وتر، در شکل ۸ (الف-ب) نشان داده شده است، همان‌طور که انتظار می‌رود، در هر دو فاصله از سطح با افزایش زاویه حمله تا قبل از واماندگی، نیروی برآ افزایش می‌یابد و در هر زاویه حمله، با کاهش فاصله از سطح و ایجاد زاویه شکستگی نیروی برآی بیشتری تولید شده است. مشاهده می‌شود در هر دو فاصله از سطح، واماندگی دینامیکی بالزن ساده در زاویه حمله کمتری نسبت به بالزن با زاویه شکستگی 107° اتفاق افتاده است.



h/c=1.5 (ب)



h/c=1 (الف)

شکل ۸: تغییرات نیروی برآ بر حسب زاویه حمله در فرکانس بالزنی $3/5$ Hz، سرعت 3 m/s در دو فاصله از سطح (الف) $h/c=1$ ، (ب) $h/c=1.5$

$h/c=1$ ، نیروی پیشران بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی، به ترتیب تا زاویه حمله $12/5^\circ$ و 15° کاهش خطی و آهسته‌ای داشته است و بعد از آن نیروی پیشران افت شدیدی داشته است و واماندگی دینامیکی اتفاق افتاده است. این پدیده در $h/c=1.5$ برای بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی به ترتیب در زاویه حمله‌های 15° و $17/5^\circ$ ایجاد شده است.

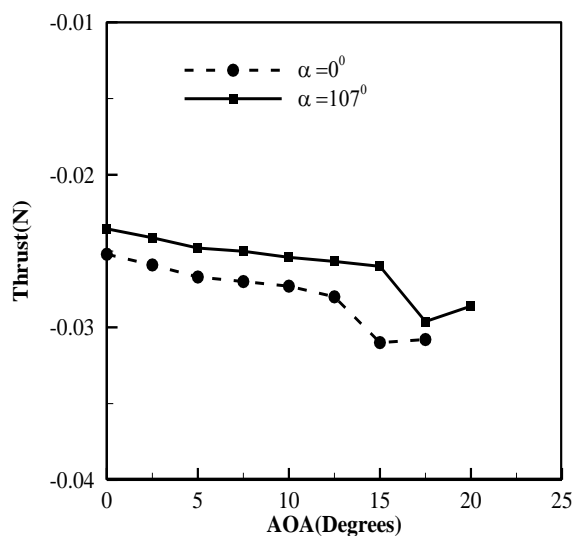
در شکل ۹ (الف-ب) تغییرات نیروی پیشران بر حسب زاویه حمله در فرکانس بالزنی $3/5$ Hz، سرعت 3 m/s در دو فاصله از سطح 1 و $1/5$ برابر طول وتر، آورده شده است. مشاهده می‌شود که تا قبل از واماندگی دینامیکی با افزایش زاویه حمله، نیروی پیشران روند کاهشی دارد و با کاهش فاصله از سطح همچنین استفاده از زاویه شکستگی در هر زاویه حمله، نیروی پیشران بیشتری تولید شده است.

نکات قابل توجهی که از این تحقیق به دست آمده به شرح زیر است:

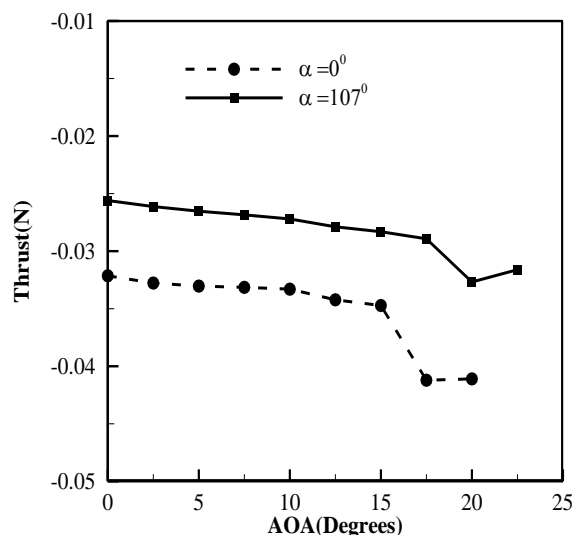
- نیروی برآ با کاهش فاصله از سطح افزایش می‌یابد، بیشترین نیروی برآ در $h/c=1$ و بالزن با زاویه شکستگی 10.7° ایجاد می‌شود.
- اثر سطح باعث افزایش نیروی پیشران و کاهش نیروی پسا می‌شود و با به کار بردن زاویه شکستگی به‌ویژه در فاصله‌های بیشتر از سطح، نیروی پیشران بیشتری تولید می‌شود.
- بیشترین مقدار توان مفید در $h/c=1$ ایجاد شده است و با افزایش فاصله از سطح، تولید توان مفید کمتر شده است. همچنین بالزن با زاویه شکستگی به‌ویژه در فرکانس‌های نوسانی کم، توان مفید بیشتری ایجاد شده است.
- در هر دو فاصله از سطح، پدیده واماندگی دینامیکی بالزن ساده نسبت به بالزن با زاویه شکستگی 10.7° در زاویه حمله کمتری اتفاق می‌افتد.
- پدیده واماندگی دینامیکی هر دو بالزن ساده و بالزن با زاویه شکستگی 10.7° با کاهش فاصله از سطح، از $h/c=1.5$ تا $h/c=1$ در زاویه حمله کمتری ایجاد می‌شود.

۶- مراجع

1. Shyy, W., Berg, M. and Ljungqvist, D. "Flapping and Flexible Wings for Biological and Micro Air Vehicles", Prog. Aerosp. Sci. Vol. 35, no. 1, pp. 455-505, 1999.
2. Lavimi, R., Hojaji, M. and Manshadi, MD. "Investigation of the Aerodynamic Performance and Flow Physics on Cross Sections of Dragonfly Wing on Flapping and Pitching Motion in Low Reynolds Number", Proc. IMechE, Part G: J. Aerospace Engineering, 2017.
3. Hojaji, M., Soufivand, M. and Lavimi, R. "An Experimental Comparison between Wing Root and Wing Tip Corrugation Patterns of Dragonfly Wing at Ultra-Low Reynolds Number and High Angles of Attack", J. Appl. Comput. Mech. 2020.



h/c=1 (الف)



h/c=1.5 (ب)

شکل (۹): تغییرات نیروی پیشران بر حسب زاویه حمله در فرکانس بالزنی $3/5$ Hz، سرعت 3 m/s در دو فاصله از سطح (الف) $h/c=1$ ، (ب) $h/c=1.5$

۵- نتیجه‌گیری

در این پژوهش به بررسی اثر سطح بر عملکرد آیرودینامیکی و واماندگی دینامیکی یک پرنده بالزن با زاویه حمله صفر درجه، زاویه شکستگی 0° و 10.7° ، در فاصله از سطح‌های $1/5$ و 2 برابر طول وتر، فرکانس نوسانی 0 تا 5 Hz و سرعت تونل باد 3 m/s در حرکت رو به جلو پرداخته شده است.

- Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran, 2015. (In persian)
16. Nan, Y., Karásek, M., Lalami, M. E. and Preumont, A. "Experimental Optimization of Wing Shape for a Hummingbird-like Flapping Wing Micro Air Vehicle", *Bioinspiration Biomimetics*, Vol. 12, no. 2, pp. 026010, 2017.
 17. Phan, H.V., Truong, Q. T., Au, T. K. L., and Park, H. C. "Optimal flapping Wing for Maximum Vertical Aerodynamic Force in Hover: Twisted or Flat?", *Bioins. Biomim.*, Vol. 11, no. 4, pp. 046007, 2016.
 18. Stowers, A. K. and Lentink, D. "Folding in and out: Passive Morphing in Flapping Wings", *Bioinspiration Biomimetics*, Vol. 10, no. 2, pp. 02001, 2015.
 19. Feshalami, B. F., Djavareshkian, M. H., Zaree, A. H., Yousefi, M. and Mehraban, A. A. "The Role of Wing Bending Deflection in the Aerodynamics of Flapping Micro Aerial Vehicles in Hovering Flight", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace. Eng.*, Vol. 233, no.10, pp. 3749-3761, 2019.
 20. Feshalami, B. F., Djavareshkian, M. H., Yousefi, M., Zaree, A. H. and Mehraban, A. A., "Experimental Investigation of Flapping Mechanism of the Black-headed Gull in Forward Flight", *Part G: J. Aerospace. Eng.*, Vol. 233, no.12, pp. 4333-4349, 2018.
 21. Yu, H., Ciri, U., Malik, A.S. and Leonardi, S. "Decoupled Effects of Localized Camber and Spanwise Bending for Flexible Thin Wing", *AIAA Journal*, Vol. 58, no.5, pp. 2293-306, 2020.
 22. Karimian, S. and Jahanbin, Z. "Bond Graph Modeling of a Typical Flapping Wing Micro-Air-vehicle with the Elastic Articulated Wings", *Meccanica*, Vol. 55. no. 6, pp.1263-1294, 2020.
 23. Rayner, J. M. V., "On the Aerodynamics of Animal Flight in Ground Effect," *Philos. Trans. R. Soc. London Ser. B*, Vol. 334, no.1269, pp. 119-128, 1991.
 24. Barber, T., "Aerodynamic Ground Effect: A Case Study of the Integration of Cfd and Experiments", *Int. J. Vehicle Des.*, Vol. 40, no.4, pp. 299-316, 2006.
 25. Djavareshkian, M. H, Esmaeli, A. and Parsania, A., "A Comparison of Smart and Conventional Flaps Close to Ground on Aerodynamic Performance", *Journal of Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, no. 2, pp. 121-134, 2010.
 26. Djavareshkian, M. H, Esmaeli, A. and Parsani, A., "Aerodynamics of Smart Flap Under the
 4. Muniappan, A., Duriyanandhan, V., Baskar, V. "Lift Characteristics of Flapping Wing Micro Air Vehicle (MAV)", *Proc. Int. Conf. AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical, Workshop and Exhibit*, Illinois, 2004.
 5. Muniappan, A., Baskar, V. and Duriyanandhan, V. "Lift and Thrust Characteristics of Flapping Wing Micro air Vehicle (MAV)", *Proc. Int. Conf. 43rd AIAA aerospace sciences meeting and exhibit*, Nevada, 2005.
 6. Hu, H., Kumar, A.G. and Abate, G. "An Experimental Investigation on the Aerodynamic Performances of Flexible Membrane Wings in Flapping Flight", *Aerosp. Sci. Technol*, Vol. 14, no. 8, pp. 575-586, 2010.
 7. Lin, C.S., Hwu, C., and Young, W.B. "The Thrust and Lift of an Ornithopter's Membrane Wings with Simple Flapping Motion", *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol. 10, no.2, pp. 111-119, 2006.
 8. Gallivan, P. and DeLaurier, J. "An Experimental Study of Flapping Membrane Wings", *Can. Aeronaut. Space. J.*, Vol. 53, no. 2 pp. 35-46, 2007.
 9. Yang L. J., Hsu C. K. and Han H. C. "Light Flapping Micro Aerial Vehicle Using Electrical-Discharge Wire-cutting Technique", *J. Aircraft.*, Vol. 46, no. 6, pp. 1866-1874, 2009.
 10. Yang L. J., Ko A. F. and Hsu C. K. "Wing Stiffness on Light Flapping Micro Aerial Vehicles", *J. Aircraft.*, Vol. 49, no. 2, pp. 423-431, 2012.
 11. Mazaheri, K., Ebrahimi, A. "Experimental Investigation of the Effect of Chordwise Flexibility on the Aerodynamics of Flapping Wings in Hovering Flight", *J Fluids Struct*, Vol. 26, no. 4, pp. 544-558, 2010.
 12. Mazaheri, K., Ebrahimi, A. "Experimental Investigation on Aerodynamic Performance of a Flapping Wing Vehicle in Forward Flight", *J Fluids Struct*, Vol. 27, no. 4, pp. 586-595, 2011.
 13. Djojodihardjo, H., Ramli, A.S.S., Wiriadidjaja, S. "Kinematic and Aerodynamic Modelling of Flapping Wing Ornithopter", *Procedia Eng*, Vol. 50, no. 9, pp. 848-863, 2012.
 14. Alavi, Z., Djavareshkian, M.H. "Experimental Study on Flapping Wing Geometry and Flapping Motion Parameters in Hovering Flight", *Ferdowsi University of Mashhad, Mashhad, Iran*, 2014, (In persian).
 15. Behnam, A. and Djavareshkian, M. H. "Experimental Investigation in Aerodynamic Parameters of a Hummingbird Model",

34. Johansson, L. C., Jakobsen, L. and Hedenström, A., "Flight in Ground Effect Dramatically Reduces Aerodynamic Costs in Bats", *Current Biology*, Vol. 28, no. 21, pp. 3502-7, 2018.
35. Azargoon, Y., Djavareshkian, M. H. and Esmailifar, E. "Optimize Motion Characteristics of Oscillation Airfoil Near the Water Surface Using Genetic Algorithm and RSM", *Fluid Mech. Aerodynam.*, Vol. 8, no. 1, pp. 81-93, 2019, (In Persian).
36. Azargoon, Y., Djavareshkian, M. H. and Esmailifar, E. S., "Effect of Airfoil Distance to Water Surface on Static Stall". *J. Mech. Eng. Sci.*, Vol. 14, no. 1, pp. 6526-37, 2020.
37. Gerdes, J. W., Cellon, K. C., Bruck, H. A., and Gupta, S. K., "Characterization of the Mechanics of Compliant Wing Designs for Flapping-Wing Miniature Air Vehicles", *Exp. Mech.*, Vol. 53, no. 9, pp. 1561-1571, 2013.
38. Mueller, T. J., "Aerodynamic Measurements at Low Reynolds Numbers for Fixed Wing Micro-Air Vehicles", Notre Dame Univ in Dept of Aerospace and Mechanical Engineering, Notre Dame, USA, 2000.
39. Mehraban, A. A., Djavareshkian, M. H., Sayegh, Y., Feshalami, B.F, Azargoon, Y., Zaree, A.H. and Hassanalian, M., "Effects of Smart Flap on Aerodynamic Performance of Sinusoidal Leading-edge Wings at Low Reynolds Numbers", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: J. Aerospace. Eng.*, Vol.235, no. 4, pp.439-450, 2020.
- Ground Effect", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, no. 8, pp. 642-652, 2011.
27. Esmailifar, E., Djavareshkian, M. H., Feshalami, B. F. and Esmaili, A., "Hydrodynamic Simulation of An Oscillating Hydrofoil Near Free Surface in Critical Unsteady Parameter", *Ocean Engineering*, Vol.141, no. 1, pp. 227-236, 2017.
28. Ahmed, M. R. and Sharma, S. D., "An Investigation on the Aerodynamics of a Symmetrical Airfoil in Ground Effect", *Experiments Thermal Fluid Science*, Vol. 29, no. 6, pp. 633-647, 2005.
29. Chun, H., Jung, K. and Kim, H., "Experimental Investigation of Wing-in-Ground Effect with Naca6409 Section", *J. Mar. Sci. Technol.*, Vol. 13, no. 4, pp. 317-327, 2008.
30. Tang, J.H., Su, J.Y., Wang, C.H. and Yang, J.T., "Numerical Investigation of the Ground Effect for a Small Bird", *J. Mech.*, Vol. 29, no. 3, pp. 433-44, 2013.
31. Su, J. Y., Tang, J. H., Wang, C. H. and Yang, J. T., "A Numerical Investigation on the Ground Effect of a Flapping-flying Bird", *Phys. Fluids*, Vol. 25, no. 9, pp. 093101, 2013.
32. Maeda, M. and Liu, H., "Ground Effect in Fruit Fly Hovering: a Three-dimensional Computational Study", *Journal of Biomechanical Science and Engineering*, Vol. 8, no. 4, pp. 344-355, 2013.
33. Kim, E. J., Wolf M., Ortega-Jimenez, V. M., Cheng, S. H. and Dudley, R. "Hovering Performance of Anna's Hummingbirds (*Calypte anna*) in Ground Effect", *J. R. Soc. Interface*, Vol. 11, no. 98, pp. 20140505, 2014.