

بررسی تجربی اثر انعطاف پذیری بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال زن

حمزه اشراقی

دانش آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران،
eshraghi@aut.ac.ir

مجتبی رمضانی ولوجردی*

دانش آموخته دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران،
m_ramezani_v@aut.ac.ir

محمود مانی

استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران، mani@aut.ac.ir

چکیده

پیکره بال زن با الهام گرفتن از پرندگان و حشرات در طبیعت طراحی شده است؛ سامانه الکترومکانیکی آن با ایجاد نوسان و حرکت رفت و برگشتی بال وظیفه تامین نیروهای برآ و پیشران را ایفا می کند. این پژوهش به بررسی تجربی اثر انعطاف پذیری بال بر عملکرد آیرودینامیکی و تولید نیروهای پیشران و برآ می پردازد. مشخصات آیرودینامیکی برای سه بال صلب، انعطاف پذیر نرم و انعطاف پذیر سخت در سرعت ۵ متر بر ثانیه، زوایای حمله ۰ تا ۲۴ و بسامد بی بعد شده ۰ تا ۰/۶ مورد بررسی قرار گرفته است. نتیجه آزمون نشان داد تأثیر بسامد بی بعد بر ضریب برآ با افزایش زاویه حمله بیشتر شده است به گونه ای در زوایای حمله بالا خصوصاً در بال صلب ضریب نیروی برآ تا ۹۰ درصد افزایش یافته است. محدوده عملکرد بهینه هر یک از سه پیکره ذکر شده در نتایج پژوهش ارائه شده است.

واژه های کلیدی: پرنده بال زن، روش تجربی، آیرودینامیک ناپایا، عملکرد آیرودینامیکی، بال انعطاف پذیر، بال صلب.

Experimental investigation of wing flexibility effect on the aerodynamic characteristics of flapping wing

H. Eshraghi

M. Ramezani Voloojerdi

M. Mani

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Department of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

Abstract

The Ornithopter configuration is inspired by birds and insects in the nature; Its electromechanical system performs the task of providing lift and propulsion forces by creating oscillation and reciprocating movement of the wing. This type of configuration has a higher stealth capability due to the lack of a high-speed engine, compared to fixed-wing and rotary-wing flying bodies. Improving the aerodynamic efficiency and mission performance of this type of configuration has been the focus of researchers; The current study experimentally investigates the effect of wing flexibility on the aerodynamic performance and the production of lift and thrust forces. Three types of rigid wing, and soft and hard flexible wings are designed and experimentally tested in the wind tunnel at different angles of attack and flapping frequencies. The results test showed that the effect of the dimensionless frequency on the lift coefficient increased with the increase of the angle of attack; at high angles of attack, especially in the rigid wing, the lift force coefficient has increased up to 90%. The range of optimal performance of each three mentioned bodies is presented.

Keywords: Flapping wing, Experimental method, Unsteady Aerodynamic, Aerodynamics characteristics, Flexible wing, Rigid wing.

۱- مقدمه

مطالعه آیرودینامیکی پرواز پرندگان از دیرباز مورد توجه بشر بوده است. در سال های اخیر، طراحی وسایل پرنده با الگوبرداری از پرواز پرندگان مورد تمرکز پژوهشگران قرار گرفته و حاصل این پژوهش ها، طراحی نمونه های متعدد وسایل پرنده از نوع بال زن بوده است. تولید نیروی برآ توسط بال و بدنه از آنجا که در وسایل پرنده بال ثابت نیز مشاهده می شود، پدیده ای آشنا و شاید بدیهی به نظر برسد، اما تفاوت اصلی پرنده های بال زن با سایر وسایل پرنده، تولید نیروی پیشران توسط بال بر خلاف نیروی پسا (مولفه ناگزیر نیرو در سایر وسایل پرنده اعم از بال ثابت یا بال گردان) است. تولید نیروی پیشران توسط بال حاصل دنباله های نوسانی تولید شده توسط بال بوده؛ دنباله های تشکیل شده از نوسان بال، توزیع فشار بر روی جسم را به گونه ای تغییر

داده که برآیند توزیع فشار بر روی جسم سبب تولید نیروی پیشران برای وسیله پرنده می شود. البته همه نوسان ها مسبب ایجاد دنباله های تولید کننده نیروی پیشران بر روی بال نبوده؛ تنها الگوی خاصی از نوسان سبب تولید نیروی پیشران بر روی بال می شود. با توجه به نبود نیروی پسای فشاری در این نوع از وسایل پرنده بخش عمده ی نیروی پیشران سبب شتاب گیری وسیله پرنده می شود. به علت وجود تاریخچه زمانی جریان ناشی از دنباله های ناشی از بال زن و تأثیر زیاد این دنباله ها بر جریان حول وسیله پرنده تنها معادلات آیرودینامیک جریان ناپایا قادر به محاسبه نیرو و گشتاورهای آیرودینامیکی این نوع از وسایل پرنده می باشد. نسبت نیروی پیشران مورد نیاز به وزن پرندگان بال زن در مقایسه با پرندگان بال ثابت و بال گردان به نحو قابل توجهی کمتر بوده، همچنین به دلایل متعدد دیگری نظیر انتشار صوت و تابش پاپین، رادار گریزی و عدم قابلیت تشخیص با چشم در دو دهه اخیر

* نویسنده گان مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: m_ramezani_v@aut.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳/۰۸/۱۴۰۳

تاریخ پذیرش: ۱۲/۰۳/۱۴۰۴

بسیار مورد توجه قرار گرفته است. بخش مهمی از این فعالیت‌ها بر روی مطالعه دینامیک پرنده و نیز آیرودینامیک بال نوسانی و نحوه تولید نیرو توسط بال متحرک می‌باشد. کدالی و همکاران در سال ۲۰۱۷ با توسعه یک مدل تعاملی دوطرفه سازه-جریان، به تحلیل آیرولاستیک یک بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر در پرواز افقی پرداختند. ابزار تحلیل جریان در این تحقیق مدل جریان پتانسیل ناپایا بوده‌است. تحلیل سازه نیز با بکارگیری مدل تیر اوپلر-برنولی انجام شده است. در این مطالعه، تاثیر تغییر ضریب منطری بال بر بسامد طبیعی بررسی شد؛ همچنین مقدار بهینه انعطاف‌پذیری در شرایطی حاصل شد که اختلاف زاویه نوک و ریشه بال معادل ۹۰ درجه است [۱]. چانگ و همکاران در سال ۲۰۱۹ به روش عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان لزج ناپایا به مطالعه عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن الهام گرفته از مرغ دریایی پرداختند. تمرکز پژوهش بر مطالعه اثر پیچش هندسی^۱ هواپر^۲ در راستای دهانه بال بر عملکرد پرنده است، تاثیر انتخاب پیچش بهینه بال بر نیروی پسا و نیز توان مصرفی پرنده گزارش شده است. بر طبق این پژوهش، با تغییر هندسه بال و اتخاذ پیچش مناسب حین حرکت بال‌زدن، نیروی پسا و توان مصرفی به ترتیب ۲۰٪ و ۶۰٪ کاهش خواهد داشت [۲]. سونی و تیواری در سال ۲۰۱۹، طی یک پژوهش عددی به بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی چهار پیکره مختلف از بال پرنده در شرایط غیر بال‌زن (ثابت) پرداختند. تاثیر دنباله بال در شرایط رینولدز، زاویه حمله و نیز زاویه هفتی^۳ متفاوت مورد مطالعه قرار گرفت. در ادامه بال پرندگانی نظیر جغد، مرغ دریایی، اردک و نیز خفاش به همین شیوه مورد تحلیل عددی قرار گرفت. با تمرکز بر اثر لایه مرزی بر جریان میانه بال، میدان جریان در اعداد رینولدز مختلف برای بال این پرندگان مورد بررسی قرار گرفت [۳].

دشپنده و مودنی در سال ۲۰۱۹ به بررسی تجربی اثر ضخامت، خاصیت کشسانی و چگالی مواد بکاررفته در ساخت بال پرنده پرداختند. پژوهش مبتنی بر مطالعه تعامل متقابل سیال و سازه بوده؛ اثر جهت و موقعیت قرارگیری عناصر سازه‌ای بال بر عملکرد پرنده و نیروهای آیرودینامیکی و نیز توان مصرفی پرنده در بسامدهای مختلف اندازه‌گیری شده است. نتایج نشان می‌دهند قدرت و اندازه گردابه لبه فرار کاملاً در ارتباط مستقیم با مشخصه‌های سختی سازه‌ای بال بوده؛ این اثر به صورت رابطه تجربی و غیر خطی بین ضریب نیروی پیشران و سختی سازه‌ای بال ارائه شده است [۴]. رضانی ولوجردی و مانی در سال ۲۰۱۹ طی یک مطالعه تجربی به بررسی اثر زاویه پس‌گرایی^۴ در یک پرنده بال‌زن با بال صلب پرداخته، اثر نوع و زاویه پس‌گرایی را در زوایای مختلف حمله و نیز طیف اعداد رینولدز بررسی نمودند. بال صلب دارای بخش اولیه مستقیم بوده، در ادامه دو نوع پس‌گرایی ساده و نیز پس‌گرایی با گوشه منحنی مورد بررسی قرار گرفته است. پس‌گرایی با گوشه منحنی با الهام از طبیعت و بال پرندگان واقعی تهیه شده؛ نتایج نشان می‌دهد واماندگی در بال پس‌گرا با گوشه منحنی تا زاویه حمله ۲۴ درجه دچار واماندگی نشده؛ در حالی که بال پس‌گرا با

زاویه گوشه تیز دچار واماندگی شده است [۵]. رضانی ولوجردی و مانی در سال ۲۰۲۱ و در ادامه پژوهش تجربی خود، به بررسی اثر بال زدن مدل پرنده بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران در محدوده رینولدز از ۴۲۰۰۰ تا ۱۷۰۰۰۰ در تونل باد کم سرعت پرداختند. با تغییر بسامد بال زدن و نیز زاویه حمله، نشان داد با افزایش بسامد بال زدن؛ نیروی برآ تا ۱۰۰٪ افزایش داشته و بعضاً نیروی پسا به مقدار ناچیز نزدیک شده، همچنین منجر به تاخیر واماندگی در بال شده است. با افزایش عدد رینولدز، جریان در بخش وسیع‌تری از سطح بال از لایه‌ای به مغشوش تغییر حالت داده، در نتیجه آن بیشینه ضریب نیروی برآ تا ۴۰٪ افزایش را تجربه می‌کند [۶]. جوارشکیان و آذرگون در سال ۲۰۲۱، طی یک پژوهش تجربی به بررسی مکانیزم پرنده بال‌زن ساده و نیز بال‌زن با بال دارای زاویه شکستگی در تونل باد پرداخته و اثرات زمین را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال زدن متفاوت در سرعت جریان آزاد (سرعت افقی تونل باد) معادل ۳ متر بر ثانیه بررسی نمودند. نتایج گزارش شده ایشان حاکی از آن است که واماندگی دینامیکی پرنده بال‌زن با بال ساده با کاهش فاصله از سطح، در زاویه حمله کمتری به نسبت بال‌زن با بال با زاویه شکستگی رخ می‌دهد. به عبارت دیگر پرنده با بال با زاویه شکستگی در مقابل واماندگی دینامیکی مقاوم‌تر می‌باشد [۷]. پستان و لیثی در سال ۲۰۲۱، با تهیه یک مدل دینامیک بدن چندجسمی، یک مدل کنترل ارتفاع ربات بال‌زن را پیشنهاد نمودند؛ ربات مذکور دارای دو بال دوتکه‌ای، بدنه و دم بوده است. مکانیزم ذکر شده الهام گرفته از بال پرندگان بوده و بال‌های دو تکه‌ای داخلی و خارجی به صورت غیرهم‌فاز به حرکت درمی‌آید. مدل آیرودینامیکی بر اساس مقاطع بال استخراج شده و نیروهای حاصل از حرکت مقاطع بال، بر اساس بسامد بال زدن و سرعت پرواز به نحو مجزا محاسبه شده است. در ادامه با ادغام مدل آیرودینامیکی و دینامیکی، مدل غیرخطی متناوب بر اساس روش کنترل تناسبی-انترگرالی-مشتقی^۵ تهیه و ارائه شده است [۸]. بیومونت و همکاران در سال ۲۰۲۱، به تهیه یک مدل عددی پرداختند که با بکارگیری آن، به ارزیابی سینماتیک بال نوسانی یک پرنده مهاجر بپردازند. ارتفاع مورد بررسی بین ۱۰۰ تا ۴۰۰۰ متر در نظر گرفته شده؛ مدل عددی بدست آمده نشان می‌دهد، افزایش بسامد بال زدن از ۴ تا ۵ هرتز، منجر به افزایش ۱۵۸ درصدی نسبت ضریب برآ به پسا (کارایی آیرودینامیکی) خواهد شد [۹]. تانگرم و همکاران در سال ۲۰۲۲، طی یک مطالعه عددی و با حل معادلات حاکم بر جریان، اقدام به شبیه‌سازی سرش و اوج‌گیری بال شبیه عقاب (در پرواز بدون بال زدن) نموده‌اند. تاکید مدل تهیه شده بر اثرات پره‌ای انتهایی بال بوده؛ با الهام‌گرفتن از پیکره‌بندی بال عقاب، اثرات چیدمان متفاوت پره‌ای نوک بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده مورد بررسی قرار گرفته است. مدل‌سازی به شیوه پایا و گذرا انجام شده و در نهایت نتایج آن با داده‌های گزارش شده از پرواز سرش پرنده واقعی مقایسه شده است. در ادامه، با هدف درک بهتر فیزیک جریان و خصوصاً تحلیل گردابه‌های القایی نوک بال، میدان جریان مورد واکاوی قرار گرفته است [۱۰]. شیه و همکاران در سال ۲۰۲۳ طی یک مطالعه مروری با تمرکز بر

^۱ Geometric twist^۲ Airfoil^۳ Dihedral angle^۴ Sweep angle^۵ PID

۲- بستر و ابزار آزمون

۲-۱- معرفی مدل

در این پژوهش با الهام از نحوه پرواز پرندگان، مکانیزمی جهت مدل‌سازی پرواز طراحی و ساخته شده است. مکانیزم مذکور با قرار گرفتن در جریان هوا و بال زدن، شرایط پروازی را در زوایای حمله مختلف و نیز بسامدهای بال زدن متفاوت مدل‌سازی می‌کند. مدل بال‌زن و مکانیزم نوسان بال در شکل ۱ ارائه شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۱- مدل آزمون (الف: مدل بال‌زن و ب: مکانیزم نوسان)

جهت مقایسه اثر صلبیت و انعطاف‌پذیری بر عملکرد بال‌زن، سه بال با صلبیت‌های متفاوت تهیه شده است. اولین نمونه بال با مقطع هواپر S1223 و به صورت صلب بوده. نمونه‌های دوم و سوم بال‌های انعطاف‌پذیری هستند که با الهام‌گیری از پرندگان در طبیعت از دو قسمت متفاوت تشکیل شده‌اند. قسمت اول هر یک از این بال‌ها که از ریشه تا نزدیکی میانه بال است مانند نمونه اول بال با مقطع هواپر S1223 صلب بوده؛ اما قسمت دوم آن‌ها مشابه پرندگان ضخامت کمی داشته و انعطاف‌پذیر ساخته شده است تا مشابه پر در پرندگان طبیعی عمل نماید. تفاوت نمونه‌های دوم و سوم در مقدار انعطاف‌پذیری در قسمت دوم بال آن‌ها است. سازه نمونه دوم با بهره‌گیری از تیرهای با ضخامت ۲ میلی‌متر نسبت به نمونه سوم که از تیرهای با ضخامت ۱/۵ میلی‌متر در آن استفاده شده است صلبیت بیشتری داشته و به همین علت، نمونه دوم، نمونه انعطاف‌پذیر سخت^۵ نامیده شده؛ در مقایسه با آن، مدل سوم، نمونه انعطاف‌پذیر نرم^۶ نامگذاری می‌گردد. در شکل‌های ۲ تا ۴ انواع نمونه‌های مورد مقایسه نشان داده شده است.

موضوعات آیرودینامیک مرتبط با پرنده‌های بال‌زن به بررسی اهمیت گردابه لبه حمله و القای اثر آن بر پیکره بال، سینماتیک و نیز تغییر شکل بال پرداخته‌اند. نتیجه مطالعه، ذکر اهمیت اثرات غیر قابل چشم‌پوشی تغییر شکل‌های غیرخطی بال بر عملکرد آیرودینامیکی بوده؛ تاکید نموده‌اند که اثرات انعطاف‌پذیری سازه مورد تحلیل قرار گرفته و سپس ضرایب نیرویی بر اساس تاثیرات متقابل آیرودینامیک و سازه استخراج شود [۱۱]. چن و همکاران در سال ۲۰۲۳، به بررسی عددی عملکرد پرنده بال‌زن با بال انعطاف‌پذیر-الگو برداری شده از خفاش- پرداختند. نتیجه گزارش نشان می‌دهد عملکرد دم پرنده همانند سطح برآافزای لبه فرار^۱ بوده، بیشینه ضریب برآ به طور قابل توجهی تحت تأثیر عملکرد دم قرار می‌گیرد. تحلیل با حل معادلات حاکم بر جریان به شیوه گذرا انجام شده و نتایج آن با نتایج تجربی اعتبارسنجی و صحت-گذاری شده است [۱۲]. ژائو و همکاران در سال ۲۰۲۴، به بررسی تجربی اثر انتخاب هواپر با انحنای مثبت بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن-الگو برداری از طبیعت- پرداختند. بررسی در تونل باد و در بسامدها، سرعت‌ها و زوایای حمله‌ی مختلف انجام گرفت. نتیجه این مطالعه نشان داد انحنای مثبت بال منجر به افزایش ۶۰ درصدی ضریب برآ^۲-در قیاس با بال تخت- خواهد شد. نتایج آشکارسازی اپتیکی جریان نیز در این مطالعه گزارش شده است [۱۳]. آکوتو و همکاران در سال ۲۰۲۴ به بررسی تجربی تأثیر آیرودینامیکی انحنای لبه حمله بال در پرواز ایستا و همچنین پرواز افقی پرنده بال‌زن پرداختند. مطالعات بر اساس سرعت‌سنجی تصویری جریان نشان داد انحنای لبه حمله می‌تواند به گردش^۳ آیرودینامیکی قوی‌تر در ناحیه نوک بال منجر شده، نیز موجب تقویت چرخش^۴ در گردابه لبه فرار شده و نتیجتاً موجب کاهش نوسانات جریان در میدان دوردست خواهد شد [۱۴]. وو و همکاران در سال ۲۰۲۴ با بکارگیری ابزار عددی به بررسی اثر توزیع طول وتر در دهانه بال بر عملکرد آیرودینامیکی پرنده بال‌زن در پرواز ایستا^۴ پرداختند. مطالعه میدان جریان و بررسی ساختار گردابه‌های موضعی، القای گردابه‌های لبه‌های حمله و فرار و نیز ریشه بال نشان داد که افزایش طول وتر در نوک بال منجر به افزایش ضریب برآ شده؛ در مقابل توان مصرفی پرنده را نیز بالا می‌برد. نیز دهانه بال ۴۵٪ به عنوان موقعیت بهینه برای دستیابی به کارایی بیشینه آیرودینامیکی پیشنهاد گردید [۱۵]. با توجه به مطالعات انجام شده پیشین، مطالعه جاری به شیوه تجربی و با هدف شناسایی اثر انعطاف‌پذیری بال در مواجهه با جریان آزاد در زوایای مختلف حمله و نیز بسامدهای مختلف بال‌زدن انجام شده است. بدین منظور، سه پیکره بال طراحی و ساخته شده و عملکرد آیرودینامیکی آن با تمرکز بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران در زوایای مختلف حمله و نیز بسامدهای عملکرد مختلف به روش تجربی در تونل باد مورد بررسی قرار گرفته است. در ادامه، بستر آزمون تجربی و نیز مدل‌های تهیه شده معرفی و نتایج آزمون‌های انجام شده ارائه شده و مورد ارزیابی قرار می‌گیرند.

¹ Trailing edge flap

² Circulation

³ Vorticity

⁴ Hover

⁵ Hard

⁶ Soft

آن با بهره‌گیری از موتور ۱۰۰ کیلوواتی تأمین شده است. برای رسیدن به جریان با کیفیت مطلوب در محفظه آرامش تونل از یک لانه زنبوری با ضخامت ۴ میلی‌متر و سه ردیف توری استفاده شده است که شدت اغتشاشات در خط مرکزی تونل را در سرعت‌های پایین به کمتر از ۰/۱٪ رسانده است. جهت اندازه‌گیری نیروهای وارد بر مدل، از نیروسنج با محدوده کارکرد ۲۴۰ نیوتن در راستای محور عمود بر جریان و ۸۰ نیوتن در راستای جریان استفاده شده است. کمینه اندازه‌گیری نیرو در این نیرو سنج ۰/۰۸ نیوتن برای محور عمود بر جریان و ۰/۰۴ نیوتن برای محور در راستای جریان می‌باشد و بسامد داده‌برداری آن ۱۰ کیلوهرتز است.



شکل ۵- نمای داخلی محفظه آزمون تونل باد زیر صوت دانشگاه صنعتی امیرکبیر و مدل نصب شده در آن

۲-۳- تحلیل عدم قطعیت و تکرارپذیری نتایج

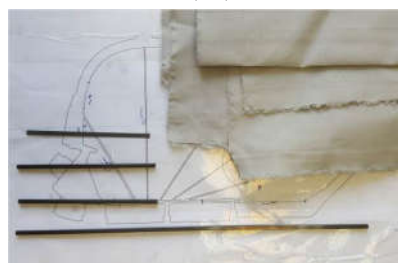
در اغلب نیروسنج‌هایی که با بسامد بالا داده‌برداری می‌کنند، دو نوع خطای خرنده^۱ و خطای پسماند^۲ بیشترین تأثیر را بر نتایج حاصل از آزمایش دارند. برای کاهش خطای پسماند، ابتدا برای هر مرتبه داده‌برداری، بالاترین مکان قرارگیری بال در حالت بال ثابت به عنوان مرجع تعیین شده و مقدار نیرو در آن حالت اندازه گرفته می‌شود. سپس بسامد تا حد مطلوب بالا رفته و مقدار نیروها در حالت بال‌زدن اندازه‌گیری می‌شود و اختلاف مقدار بال ثابت و بال‌زدن محاسبه می‌گردد. در این تفاضل مقدار خطاهای ناشی از خزش و پسماند در آزمایش به حداقل می‌رسد. لازم به توضیح است که برای هر شرایط آزمایش و هر بسامد بال‌زدن این عمل (یعنی اندازه‌گیری در حالت بال ثابت و بعد از آن اندازه‌گیری در حالت بال‌زدن و محاسبه اختلاف آن‌ها) دوبار در فواصل زمانی مختلف انجام شده و میانگین مقدار دو اندازه‌گیری ثبت می‌شود. برای نمونه، نمودار نیروهای اندازه‌گرفته شده برای شرایط آزمایش بال صلب، در زاویه حمله ۱۲ درجه و سرعت ۱۵ متر بر ثانیه برحسب بسامد در شکل ۶ آمده است. اختلاف بدست آمده از نیروهای برآ و پیشران بر حسب گرم-نیرو بیان شده است.



شکل ۲- بال صلب



(الف)



(ب)

شکل ۳- الف: بال انعطاف‌پذیر نرم ب: اجزای تشکیل‌دهنده بال



شکل ۴- بال انعطاف‌پذیر سخت

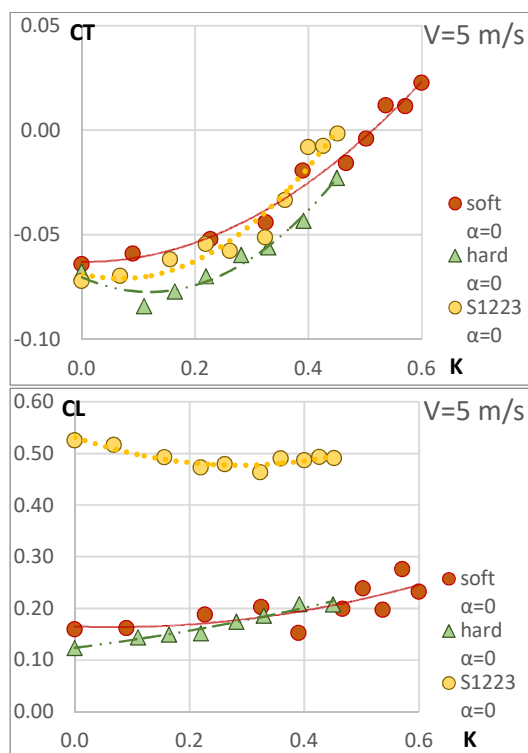
۲-۲- معرفی تجهیزات آزمایشگاهی

آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت آزمایشگاه تحقیقاتی دانا، در دانشکده مهندسی هوافضا دانشگاه صنعتی امیرکبیر انجام شده است. ابعاد مقطع آزمون این تونل ۱×۱ متر مربع و طول مقطع آزمون آن ۱/۸ متر است. شکل ۵ محل نصب مدل در تونل باد نشان می‌دهد. بیشینه سرعت در مقطع آزمون این تونل ۶۰ متر بر ثانیه است که توان محرکه

¹ Drift

² Hysteresis

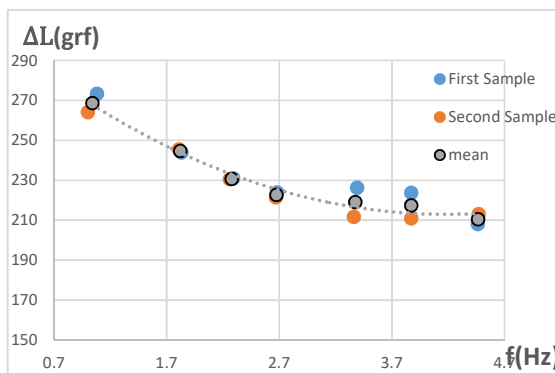
ناپایایی جریان است، مقایسه‌ها در سرعت ۵ متر بر ثانیه (جهت دستیابی به بالاترین بسامد بی‌بعد شده) ارائه شده است. مقایسه تأثیر انعطاف‌پذیری برای ضرایب برآ (CL) و ضریب نیروی پیشران (CT) بال بر حسب بسامد بی‌بعد شده در زوایای حمله مختلف (از صفر تا ۲۴ درجه با گام‌های ۳ درجه) در شکل‌های ۷ و ۹ تا ۱۶ ارائه شده است.



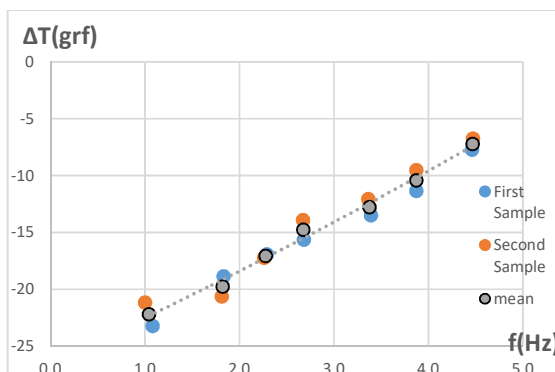
شکل ۷- ضرایب برآ و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و انعطاف‌پذیر نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha=0^\circ$

مطابق شکل ۷ که ضرایب نیروی برآ و پیشران بال را در زاویه حمله صفر درجه نشان می‌دهد، نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر سخت نسبت به بال انعطاف‌پذیر نرم در تمامی بسامدهای بی‌بعد شده کمتر است. درمقایسه بال صلب با مقطع هواپر S1223 و بال انعطاف‌پذیر نرم تأثیر بسامد بی‌بعد شده بر نیروی پیشران تعیین کننده است، به طوری که در بسامدهای بی‌بعد شده پایین نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر از بال صلب است اما با افزایش بسامد بی‌بعد شده، نیروی پیشران بال صلب از بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر شده است. بسامد بی‌بعد شده ۰/۳ تا ۰/۴ محدوده‌ای است که در آن بال صلب و نرم تقریباً نیروی پیشران برابری داشته و در اعداد کمتر از ۰/۳ نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر از بال صلب و برای اعداد بالاتر از ۰/۴ نیروی پیشران بال صلب بیشتر از بال انعطاف‌پذیر نرم شده است.

در مقایسه نیروی برآ، بال صلب به علت دارا بودن مقطع هواپر S1223 که در دسته هواپرها برآ بالا در محدوده اعداد رینولدز پایین است نیروی برآیی به مراتب بیشتر از بال‌های انعطاف‌پذیر دارد. مطابق شکل ۷ در زاویه حمله صفر درجه بال صلب در حالت بال ثابت (بدون بال‌زدن) ضریب برآیی حدود ۴ برابر بال انعطاف‌پذیر نرم دارد. این درحالی است که تقریباً نیمی از نمونه بال از حالت صلب به نرم تبدیل



(الف)



(ب)

شکل ۶- نمودار اندازه‌گیری اختلاف نیروهای الف: برآ و ب: پیشران در حالت بال‌زدن و بال ثابت در دو تکرار متفاوت بر حسب بسامد

باتوجه به نتایج شکل ۶ که اندازه‌گیری در شرایط تکرار مختلف را نشان می‌دهد؛ اختلاف قابل قبول نتایج به‌دست‌آمده نشان از به حداقل رسیدن خطا در آزمایش‌های بال‌زن می‌باشد. پس از بدست آمدن اختلاف مقدار نیرو در حالت بال‌زدن و ایستا، این اختلاف با مقدار مرجع نیرو در حالت ایستا، جمع شده و نیروی خالص در حالت بال‌زدن بدست خواهد آمد.

۳- نتایج و بحث

هدف آزمایش، مطالعه اثر انعطاف‌پذیری بال بر ضرایب نیروهای برآ و پیشران (به عنوان متغیرهای اصلی عملکردی پرنده) بوده؛ بسامد بال‌زدن پرنده به عنوان متغیر سوم در نظر گرفته شده است. متغیر چهارم، زاویه حمله پرنده بوده و برای تفکیک اثر متغیرهای پروازی، سرعت افقی پرنده (و یا جریان آزاد تونل) ثابت و برابر ۵ متر بر ثانیه در نظر گرفته شده است. لازم به ذکر است به جهت تعمیم نتایج برای حالت‌های دیگر آزمون، بسامد بی‌بعد شده به شیوه ذیل تعریف می‌گردد.

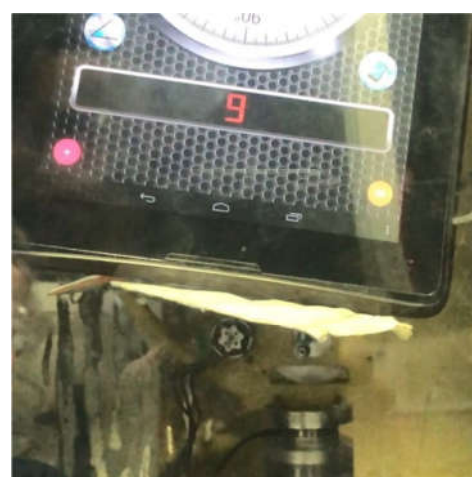
$$K = \frac{\pi f c}{V} \quad (1)$$

در رابطه (۱)، K معرف بسامد بی‌بعد شده، f معرف بسامد بال‌زدن، V معرف سرعت افقی جریان آزاد (و یا سرعت جریان تونل) و c معرف وتر مرجع بال و معادل ۱۵۰ میلی‌متر می‌باشد. با توجه به اینکه بسامد بی‌بعد شده نشان دهنده تأثیر بال‌زدن و یا به بیان دیگر شدت

شده است و انتظار می‌رفت که ضریب برای بال انعطاف‌پذیر نرم تقریباً نصف بال صلب باشد. علت این مقدار تفاوت در شکل ۸ نشان داده شده است.



(الف)

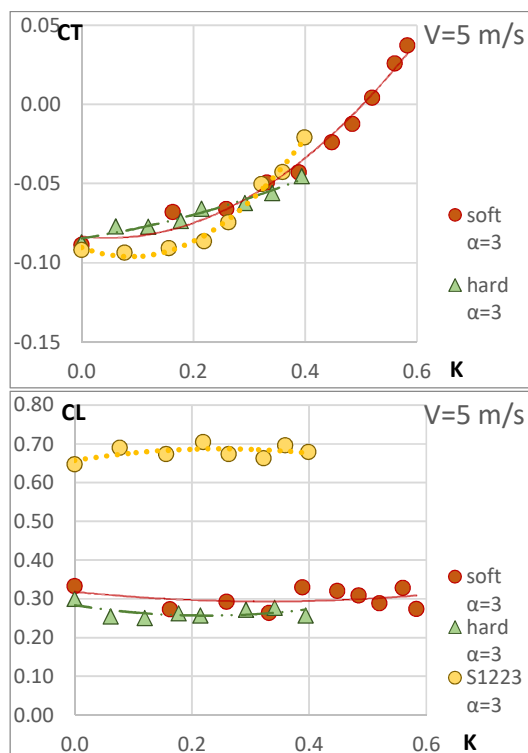


(ب)

شکل ۸- زاویه وتر بال انعطاف‌پذیر نرم (الف: قبل از روشن کردن تونل، ب: پس از روشن کردن تونل)

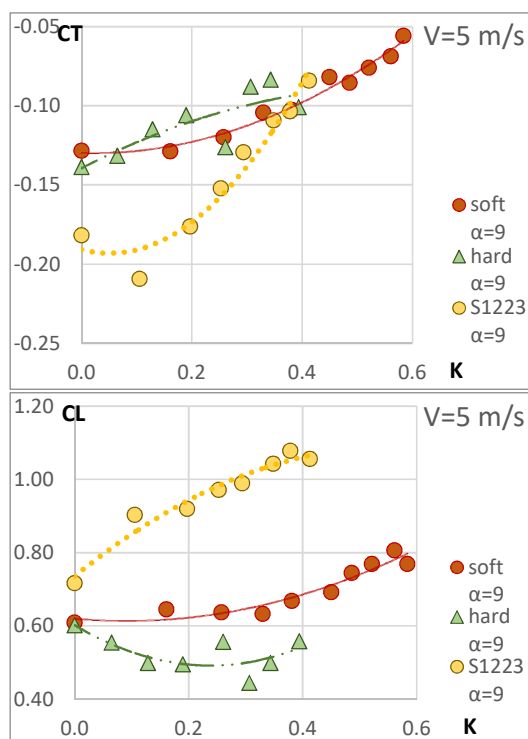
چنانچه در شکل ۸ نیز قابل مشاهده است، تغییر شکل بال انعطاف‌پذیر نرم پس از روشن شدن تونل به میزان ۱۰ درجه زاویه حمله این قسمت از بال را با جریان هوا تغییر داده است و از زاویه حمله ۱+ به ۹- رسانده است. مطابق شکل ۸ در زاویه حمله صفر درجه انعطاف‌پذیری بال سبب می‌شود که تغییر شکل بال در اثر حضور جریان هوا بر روی آن زاویه حمله بال را منفی نموده و در قسمت نرم بال نیروی برای منفی مشاهده می‌شود. با مقایسه نیروی برای بال‌های انعطاف‌پذیر با یکدیگر نیز در بسامدهای بی‌بعد شده پایین، بال انعطاف‌پذیر نرم ضریب برای بیشتری نسبت به بال سخت دارد، اما با افزایش بسامد بی‌بعد شده ضریب برای بال سخت به بال انعطاف‌پذیر نرم نزدیک شده، در بسامد بی‌بعد شده حدود ۰/۴ تقریباً با یکدیگر برابر شده‌اند. لازم به ذکر است که ضریب پیشران در زاویه حمله صفر با

افزایش بسامد بی‌بعد شده در هر سه بال صعودی بوده؛ اما ضریب برای بال صلب نزولی و در بال‌های انعطاف‌پذیر صعودی بوده است. در شکل ۹ ضرایب نیرویی بال برای زاویه حمله ۳ درجه بر حسب بسامد بی‌بعد شده مقایسه شده است.



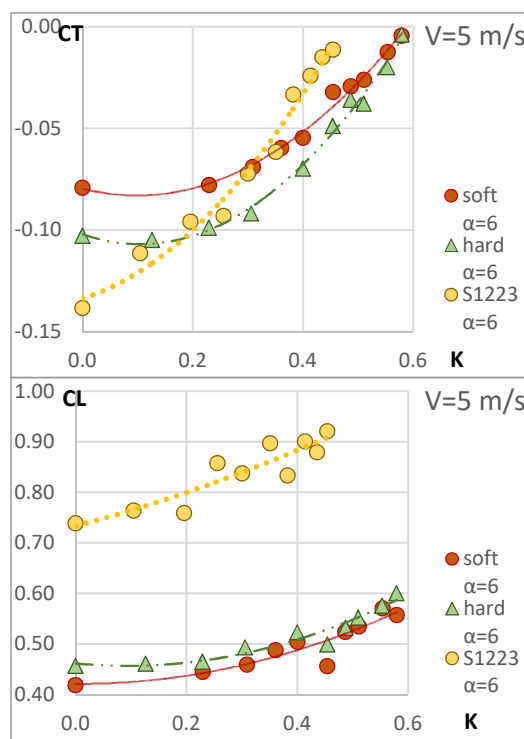
شکل ۹- ضرایب برای و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 3^\circ$

مطابق شکل ۹ اختلاف ضریب پیشران بال سخت و نرم نسبت به زاویه حمله صفر درجه کمتر شده است اما در مقایسه بین بال صلب و نرم همان رفتار زاویه حمله صفر درجه مشاهده شده است. به طوری که در بسامدهای بی‌بعد شده پایین نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر از بال صلب است اما با افزایش بسامد بی‌بعد شده نیروی پیشران بال صلب از بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر شده است. بسامد بی‌بعد شده ۰/۳ تا ۰/۴ محدوده‌ای است که در آن بال صلب و نرم تقریباً نیروی پیشران برابری داشته و در اعداد کمتر از ۰/۳ نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر از بال صلب و برای اعداد بالاتر از ۰/۴ نیروی پیشران بال صلب بیشتر از بال انعطاف‌پذیر نرم شده است. در مقایسه ضریب نیروی برای بال در زاویه حمله ۳ درجه همچنان بال صلب بیشترین نیروی برای را دارد و نیروی برای بال انعطاف‌پذیر نرم نیز اندکی بیشتر نسبت به بال سخت می‌باشد. در این زاویه حمله بال زدن تقریباً تأثیری در مقدار برای نداشته و ضریب برای در با افزایش بسامد بی‌بعد شده ثابت مانده است. شکل ۱۰ ضرایب نیرویی بال برای زاویه حمله ۶ درجه را ارائه نموده است.



شکل ۱۱- ضرایب برآ و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 9^\circ$

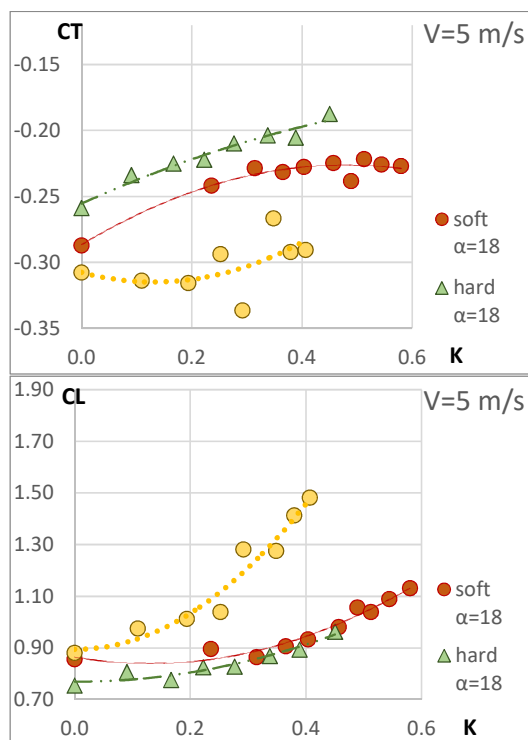
مطابق شکل ۱۱ علیرغم تغییرات متعدد در رفتار نمودارهای برآ و پیشران، نمودار پیشران همچنان در یک خصوصیت با زوایای حمله صفر تا ۶ درجه مشترک است. همانطور که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود مجدداً بسامد بی‌بعد شده $0/3$ تا $0/4$ محدوده‌ای است که با وجود اختلاف زیاد در نیروی پیشران بال صلب و نرم در بسامدهای بی‌بعد شده پایین، نیروی پیشران این دو بال در این محدوده با یکدیگر برابر شده است و پس از آن نیز نیروی پیشران بال صلب از بال انعطاف‌پذیر نرم پیشی گرفته است. در این زاویه حمله رفتار بال صلب و نرم در دو نمودار برآ و پیشران مشابه زاویه حمله ۶ درجه است، اما بال صلب در زاویه حمله ۹ درجه تغییر رفتار داده است. این تغییر رفتار باعث شده است که نیروی پیشران این بال از بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر و نیروی برای آن نسبت به بال انعطاف‌پذیر نرم کمتر شود. مطابق شکل‌های ۱۲ و ۱۳ که مقایسه ضرایب نیرویی بال را به ترتیب در زوایای حمله ۱۲ و ۱۵ درجه نشان می‌دهند، تغییر رفتار عمده‌ای نسبت به زوایای ۶ تا ۱۲ درجه مشاهده نمی‌شود و همچنان ضرایب نیرویی بال انعطاف‌پذیر نرم و سخت نزدیک به یکدیگر بدست آمده؛ ضریب پیشران بال صلب علیرغم اختلاف زیاد در بسامدهای بی‌بعد شده کم در محدوده بسامد بی‌بعد شده $0/3$ تا $0/4$ با بال‌های انعطاف‌پذیر برابر شده است. علاوه بر این نیروی برای بال صلب نیز با افزایش بسامد بی‌بعد شده روند صعودی داشته و افزایش پیدا کرده است.



شکل ۱۰- ضرایب برآ و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 6^\circ$

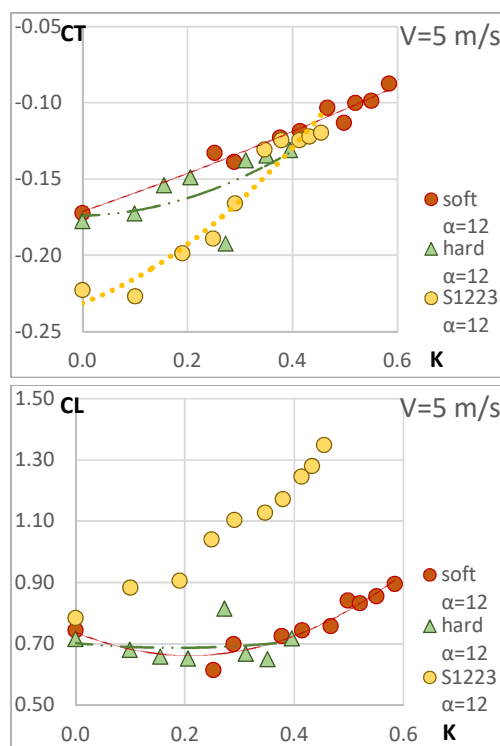
همانطور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود، رفتار کلی ضریب نیروی پیشران در این زاویه حمله نیز مشابه زوایای حمله صفر و ۳ درجه است، با این تفاوت که ضریب پیشران بال صلب از مقدار $0/14$ در بسامد بی‌بعد شده ۰ با نرخ صعود بالاتر نسبت به زوایای ۰ و ۳ درجه به $0/10$ در بسامد بی‌بعد شده $0/44$ رسیده است. نکته بسیار مهم در این زاویه حمله نیز محدوده بسامد بی‌بعد شده $0/3$ تا $0/4$ است که ضریب پیشران بال صلب مشابه زوایای ۰ و ۳ درجه پس از عبور از این محدوده بیش از سایر بال‌ها شده است. رفتار ضریب برآ در این زاویه حمله در مقایسه با زوایای ۰ و ۳ درجه با دو تغییر همراه بوده است. اولین مورد افزایش ضریب برآ با افزایش بسامد بی‌بعد شده است که در هر سه بال روند صعودی به خود گرفته است و تغییر دوم، بیشتر شدن اندک ضریب برای بال سخت نسبت به بال انعطاف‌پذیر نرم می‌باشد. در شکل ۱۱ ضرایب نیرویی بال‌ها در زاویه حمله ۹ درجه نمایش داده شده است.

در شکل ۱۴، مقایسه ضرایب برا و پیشران برای هر سه بال در زاویه حمله ۱۸ درجه نشان داده شده است. مطابق شکل ۱۴ با افزایش زاویه حمله و عبور آن از ۱۸ درجه جریان حول بال صلب به کلی تغییر می‌کند و ضریب پیشران این بال به شدت کاهش یافته است. همچنین بال سخت نیز به علت تغییر شکل کمتر نسبت به بال انعطاف پذیر نرم توانسته است تا نیروی پسای کمتری در مقابل جریان داشته باشد.

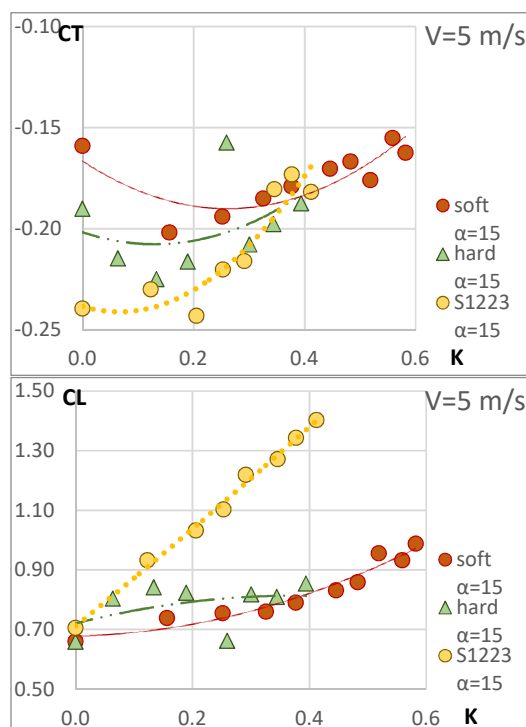


شکل ۱۴- ضرایب برا و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 18^\circ$

روند تغییرات نیروی برا در این زاویه حمله به دلیل اثر مثبت افزایش بسامد بی‌بعد شده بر جلوگیری از جدایش جریان حول بال مشابه با زوایای حمله ۶ تا ۱۵ درجه بوده است و مطابق با شکل‌های ۱۵ و ۱۶ این رفتار در زوایای حمله ۲۱ و ۲۴ درجه نیز ثابت مانده است.



شکل ۱۲- ضرایب برا و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 12^\circ$



شکل ۱۳- ضرایب برا و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha = 15^\circ$

است، یعنی بیشترین پیشران در بال سخت و کمترین پیشران در بال صلب مشاهده شده است و به عبارت دیگر با توجه به تولید شدن نیروی پسا توسط هر سه بال در این زوایای حمله می‌توان گفت که بیشترین پسا در بال صلب و کمترین پسا در بال انعطاف‌پذیر نرم ایجاد شده است.

۴- نتیجه‌گیری

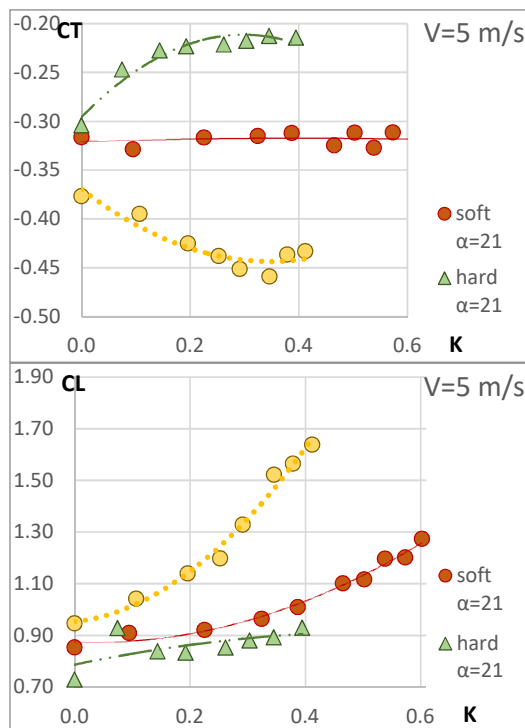
در این تحقیق، سه مدل مختلف از بال، بال ثابت، بال با انعطاف-پذیری سخت و نرم مورد بررسی قرار گرفته و مقادیر ضریب برآ و پیشران در زوایای حمله مختلف با بسامدهای مختلف ارزیابی گردید. با مرور نتایج بدست آمده از تحلیل ضرایب نیرویی در زوایای حمله مختلف، در بسامدهای بی‌بعد شده و برای پیکره‌بندی‌های مختلف بال، نتایج ذیل حاصل می‌گردند:

- در زوایای حمله صفر تا ۱۵ درجه محدوده بسامدهای بی‌بعد شده معادل ۰/۳ تا ۰/۴ بال صلب و نرم تقریباً نیروی پیشران برابری داشته و در اعداد کمتر از ۰/۳ نیروی پیشران بال انعطاف‌پذیر نرم بیشتر از بال صلب و برای اعداد بالاتر از ۰/۴ نیروی پیشران بال صلب بیشتر از بال انعطاف‌پذیر نرم شده است.
- در مقایسه نیروی برآ، بال صلب به علت دارا بودن مقطع هواپر S1223 که در دسته هواپرهای برآ بالا در محدوده اعداد رینولدز پایین است، نیروی برآی بیشتری نسبت به بال‌های انعطاف‌پذیر دارد.
- رفتار نیروی پیشران نسبت به زاویه حمله تا زاویه ۱۵ درجه یکسان بوده است.
- تأثیر بسامد بی‌بعد شده بر ضریب برآ با افزایش زاویه حمله بیشتر شده است به گونه‌ای که در زاویه حمله صفر درجه، بال‌زدن تأثیر قابل توجهی بر ضریب نیروی برآ نداشته است اما در زوایای حمله بالا خصوصاً در بال صلب ضریب نیروی برآ تا ۹۰ درصد افزایش یافته است. علت این پدیده کاهش جدایش جریان بر روی بال به واسطه بال‌زدن در زوایای حمله بالا می‌باشد.
- در این تحقیق، انعطاف‌پذیری بال نقش قابل توجهی در نیروهای برآ و پیشران بال داشته؛ اما در بین دو بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم در محدوده زوایای حمله کمتر از ۱۵ درجه که محدوده زوایای حمله متعارف برای وسایل پرنده است، مشخصات آیرودینامیکی بال انعطاف‌پذیر نرم بهتر از بال سخت بوده است.

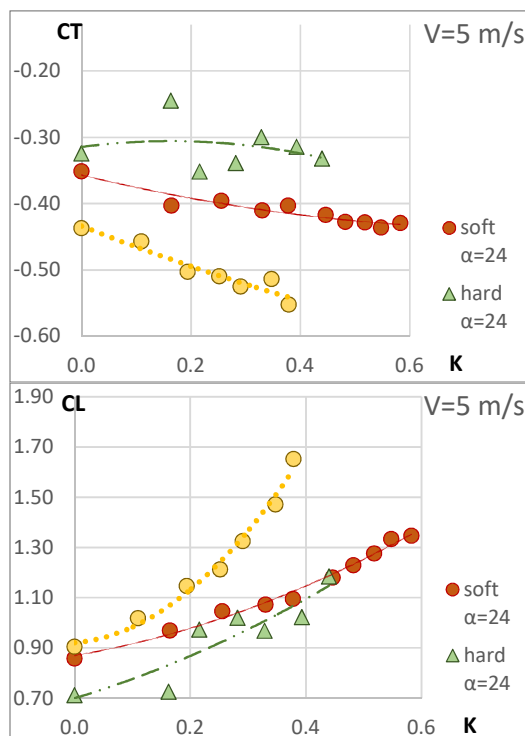
۵- نمادها

علائم انگلیسی

V	سرعت افقی جریان، m/s
f	بسامد، Hz
c	وتر مرجع بال، m
K	بسامد بی‌بعد شده
CL	ضریب نیروی برآ



شکل ۱۵- ضرایب برآ و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha=21^\circ$



شکل ۱۶- ضرایب برآ و پیشران بال‌های صلب، بال انعطاف‌پذیر سخت و نرم بر حسب بسامد بی‌بعد شده $\alpha=24^\circ$

ضریب نیروی پیشران بال در زوایای ۲۱ و ۲۴ درجه مطابق با شکل‌های ۱۵ و ۱۶ در مقایسه سه بال مشابه در زاویه حمله ۱۸ درجه

CT ضریب نیروی پیشران
علائم یونانی

α زاویه حمله، Degree

۶- مراجع

- [14] Addo-Akoto R, Han JS, Han JH. Leading-edge curvature effect on aerodynamic performance of flapping wings in hover and forward flight. *Bioinspiration & Biomimetics*. 2024 Jul 15;19(5):056007. <http://dx.doi.org/10.1108/RIA-01-2024-0006>
- [15] Wu G, Deng S, Li Q. Influence of area distribution along the span direction on flapping wing aerodynamics in hover based on numerical modelling analysis. *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*. 2024 Jan 16. <https://doi.org/10.1109/JSTARS.2024.3354274>
- [1] Kodali D, Medina C, Kang CK, Aono H. Effects of spanwise flexibility on the performance of flapping flyers in forward flight. *Journal of the Royal Society Interface*. 2017 Nov 30;14(136):20170725. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2024.01.006>
- [2] Chang X, Zhang L, Ma R, Wang N. Numerical investigation on aerodynamic performance of a bionic flapping wing. *Applied Mathematics and Mechanics*. 2019 Nov;40(11):1625-46. <http://dx.doi.org/10.1007/s10483-019-2532-8>
- [3] Soni A, Tiwari S. Three-dimensional numerical study on aerodynamics of non-flapping bird flight. *Sādhanā*. 2019 Feb;44:1-5. <http://dx.doi.org/10.1007/s12046-018-1018-4>
- [4] Deshpande P, Modani A. Experimental investigation of fluid-structure interaction in a bird-like flapping wing. *Journal of Fluids and Structures*. 2019 Nov 1;91:102712. <http://dx.doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2019.102712>
- [5] Voloogerdi MR, Mani M. Aerodynamic characteristics of conventional and innovative high lift swept wings. *Journal of Bionic Engineering*. 2019 May;16:432-41. <http://dx.doi.org/10.1007/s42235-019-0035-2>
- [6] Ramezani Voloogerdi M, Mani M. Experimental investigation of the effect of flapping on the lift and thrust forces of 3D-wing. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2021 May 22;53(3 (Special Issue)):1697-708. (In Persian) <https://doi.org/10.22060/mej.2021.15292.6090>
- [7] Djavareshkian MH, Azargoon Y. Empirical study of the ground effect on the dynamic stall of a flapping wing in forward flight. *Fluid Mechanics & Aerodynamics*. 2021 Nov 29;9(2):113-24. (In Persian) <https://dor.isc.ac/dor/20.1001.1.23223278.1399.9.2.9.9>
- [8] Poshtan J, Leyci S. Altitude cascade control of an avian-like flapping robot considering articulated wings and quasi-steady. *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*. 2021 Jun 22;53(4):2137-54. (In Persian) <https://doi.org/10.22060/mej.2020.17937.6691>
- [9] Beaumont F, Murer S, Bogard F, Polidori G. Aerodynamics of a flapping wing as a function of altitude: New insights into the flight strategy of migratory birds. *Physics of Fluids*. 2021 Dec 1;33(12). <http://dx.doi.org/10.1063/5.0071910>
- [10] Tangermann E, Ercolani G, Klein M. Aerodynamic behavior of a biomimetic wing in soaring flight—A numerical study. *Flow, Turbulence and Combustion*. 2022 Nov;109(4):1155-73. <http://dx.doi.org/10.1007/s10494-022-00366-2>
- [11] Changchuan XI, Nongyue GA, Yang ME, Yue WU, Chao YA. A review of bird-like flapping wing with high aspect ratio. *Chinese Journal of Aeronautics*. 2023 Jan 1;36(1):22-44. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.06.009>
- [12] Chen Y, Wang C, Zhao J, Wang S. Lift of a bio-inspired flapping wing with a dynamic trailing-edge flap in forward flight. *Physics of Fluids*. 2023 Apr 1;35(4). <https://doi.org/10.1063/5.0146636>
- [13] Zhao M, He W, He X, Zhang L, Zhao H. Design and performance analysis of different cambered wings for flapping-wing aerial vehicles based on wind tunnel test. *Robotic Intelligence and Automation*. 2024 Aug 29;44(5):698-712.