

ارزیابی و مقایسه مدل‌های مختلف تخمین نیروی چرخشی یک بال زن در پرواز ایستا با استفاده از روش المان تیغه

امیرحسین زرعی^۱ محمدحسن جوارشکیان^۲

دانشکده مهندسی مکانیک

دانشگاه فردوسی مشهد

(تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۰۲/۱۸؛ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۴/۲۱)

چکیده

در این پژوهش با استفاده از یک شبیه‌سازی شبه پایا توسط روش المان تیغه، سه مدل متفاوت نیروی چرخشی در بررسی یک بال الهام گرفته‌شده از حشره میوه با حرکت ترکیبی بال‌زدن و پیچش، مورد ارزیابی و مقایسه با نتایج منتشرشده قرار می‌گیرد. در ادامه این مدل‌ها با یکدیگر مقایسه شده و مدل با خطای نسبی کمتر معرفی می‌شود. مدل نیروی چرخشی سنتی که وابسته به سرعت انتقالی بال است، در ابتدا و انتهای نیم کورس‌ها هیچ نیروی چرخشی در نظر نمی‌گیرد. مدل‌های جدید نیروی چرخشی برای پیش‌بینی دقیق این نیرو، جزء دوم نیروی چرخشی ناشی از پیچش خالص بال را نیز در نظر می‌گیرند. در این تحقیق ضرایب نیروی برآ و پسای لحظه‌ای و متوسط در نظریه المان تیغه، با نتایج تجربی و دینامیک سیالات عددی منتشرشده مقایسه شده است. هم‌چنین خطای پیش‌بینی نقطه حداکثر منحنی ضرایب نیروی مدل شده توسط هر کدام از مدل‌ها نیز مقایسه شده است. بررسی خطای مؤثر نشان می‌دهد که یکی از مدل‌های بر مبنای نتایج دینامیک سیالات عددی که شامل دو جزء نیروی چرخشی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی و نیروی ناشی از پیچش خالص است، نسبت به مدل‌های دیگر از دقت نسبی بالاتری برخوردار بوده و می‌تواند در شبیه‌سازی‌های شبه پایا مورد توجه قرار گیرد.

واژه‌های کلیدی: بال‌زن، نظریه المان تیغه، نیروهای شبه پایا، نیروی چرخشی

Evaluation and Comparison of Different Models for Estimating the Rotational Force of a Hovering Flapping Wing Using the Blade Element Method

A. H. Zaree M. H. Djavareshkian

Mechanical Engineering Department

Ferdowsi university of Mashhad

(Received: 08/May/2021; Accepted: 12/July/2021)

ABSTRACT

In this research three different models of rotational force are evaluated in the study of a hovering fruit fly inspired wing, with combined flapping and pitching motions, using a quasi-static simulation by the blade element method, and the results achieved thereby, are compared with previously published results. Then these models are compared with each other, and the model which has the lowest relative error is introduced. The traditional rotational force model, which depends on the wing's translational velocity, does not consider any rotational force at the beginning and end of the stroke. The new rotational force models which are designed to accurately predict this force also consider a second component for this force which is due solely to wing pitching. In this research, the instantaneous and mean coefficients in the blade element method are compared with published computational fluid dynamics and experimental results. The models are compared in terms of the error in predicting the maximum point on the instantaneous force coefficients curve. The root-mean-square error analysis shows that one of the rotational force models, which includes the two force components described by the Kutta-Joukowski theorem and the force due solely to wing pitching, has higher relative accuracy than other models and can be proposed for quasi-static simulations.

Keywords: Flapping Wing, Blade Elements Theory, Quasi-Static Forces, Rotational Force.

۱- دانشجوی دکتری: zaree@mail.um.ac.ir

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

فهرست علائم و اختصارات

زاویه بین جهت مثبت محور η و وتر مقطع بال، Rad	θ_r	طول بال، m	R
سرعت زاویه بدون بعد پیچش بال	$\dot{\theta}_r$	شعاع ژیراسیون بال، m	R_g
زاویه حمله بال، Rad	α	فاصله ریشه بال تا محور بال زدن، m	R_0
زاویه حمله نهایی استخراج نیرو در مدل R2	α_f	طول دهانه بال، m	b
جرم مخصوص، Kgm^{-3}	ρ	پهنای المان بال، m	dr
زاویه جاروب کردن بال طی زاویه بال زدن، گردش ناشی از چرخش بال	γ	فاصله محلی المان روی بال از محور بال زدن، m	r
زیر نویس		دستگاه مختصات مرجع	XYZ
چرخشی	rot	وتر المان بال، m	c
حداکثر	max	متوسط وتر بال، m	\bar{c}
		ضریب برای انتقالی المان بال	C_l
		ضریب پسای انتقالی المان بال	C_d
		ضریب برای خروجی روش المان تیغه	C_L
		ضریب پسای خروجی روش المان تیغه	C_D
		سرعت انتقالی المان بال، ms^{-1}	V_T
		نیروی برای انتقالی وارده بر المان بال، N	dL_T
		نیروی پسای انتقالی وارده بر المان بال، N	dD_T
		مساحت المان بال، m^2	dS
		مساحت بال، m^2	S
		ممان دوم سطح کویل، m^4	$\sqrt{S_{xx} S_{yy}}$
		ممان دوم سطح نا متقارن، m^4	$S_{x x}$
		نسبت منطری بال	AR
		شتاب نقطه مرجع المان بال، ms^{-2}	a_n
		فاصله نقطه مرجع با لبه حمله المان بال، m	x_r
		فاصله محور چرخش بال با لبه حمله المان بال، m	x_f
		فاصله محور چرخش تا نقطه مرجع المان بال، m	x_m
		متوسط فاصله محور چرخش بال با لبه حمله بال، m	\bar{x}_f
		فاصله بی بعد محور چرخش بال با لبه حمله بال	\hat{x}_f
		نیروی وارده بر المان بال، N	dF
		فرکانس بال زدن، Hz	f
		زمان بی بعد شده	t^*
		دوره بال زدن	T
		تصحیح مربوط به محل محور پیچش بال در مدل R2	f_r
		تصحیح مربوط به زاویه حمله لحظه ای بال در مدل R2	f_α
		زمان متناظر با استخراج نیرو در مدل R2	t_f
		مقدار مؤثر خطای مدل ها	RMS
		علائم یونانی	
		دستگاه مختصات محلی	$\xi\eta\zeta$
		زاویه بال زدن، Rad	ψ

۱- مقدمه

در چند دهه اخیر شناخت حشرات و شبیه سازی آیرودینامیکی آن‌ها به منظور طراحی و در نهایت ساخت یک بال زن، مورد توجه بسیاری از پژوهشگران بوده است. از شیوه‌های مرسوم شبیه سازی بال زن‌ها می‌توان به روش‌های تجربی مبتنی بر ساخت نمونه آزمایشگاهی [۱-۳]، روش‌های بر مبنای دینامیک سیالات عددی [۴-۶] و روش‌های شبه پایا [۱، ۴، ۷-۱۰] اشاره نمود. روش‌های شبه پایا مانند نظریه المان تیغه بهبود یافته هزینه محاسباتی کمی داشته و دقت آن‌ها به شناخت صحیح ساز و کارهای آیرودینامیکی حاکم بر پرواز حشرات وابسته است. از جمله ساز و کارهای شناخته شده می‌توان به واماندگی به تأخیر افتاده^۱، گردش ناشی از چرخش بال^۲، اثر جرم افزوده^۳، تداخل دنباله و بال^۴ و اثر کف زدن و پرتاب بال^۵ اشاره نمود [۱۱ و ۱۲]. بر مبنای مدل‌های ارائه شده برای این ساز و کارها، روش‌هایی برای دستیابی به نیروهای آیرودینامیکی ارائه شده است. در پرواز بال زنی، یک حشره برای داشتن زاویه حمله مثبت در طول کورس بال زنی و تأمین برای کافی، بال خود را در انتهای هر نیم کورس بال زدن به سرعت می‌پیچاند. کرامر اولین پژوهشگری بود که بالارفتن ضریب برآ را در حرکت افزایشی زاویه حمله بال از زوایای حمله کم به زوایای حمله بالاتر را مشاهده نمود و

¹ Delayed stall² Rotational circulation³ Added mass effect⁴ Wing-wake interaction⁵ Clap and fling

پرداختند. آن‌ها برای به‌دست آوردن ضریب نیروی چرخشی در مکان محور پیچش بدون بعد برابر ۰/۱۹۴۶ آزمایش‌های خود را برای این بال در سرعت زاویه‌ای بدون بعد بین ۰/۱۵۷ تا ۱/۱۵۵ در حرکات هم‌زمان بال‌زنی و پیچش انجام دادند و ضریب نیروی چرخشی را مشابه روند سین و دیکینسون [۸] استخراج نمودند. نتایج آن‌ها در رینولدز پروازی حدود ۷۰۰۰ نشان می‌داد که مشابه نتایج سین و دیکینسون [۸] از یک سرعت زاویه‌ای پیچشی بدون بعد به بعد، ضریب نیروی چرخشی افزایش می‌یابد و به مقدار نظریه میل می‌کند. لی و همکاران [۴] برای مدل‌سازی نیروی چرخشی از شبیه‌سازی دینامیک سیالات عددی استفاده نمودند. آن‌ها هم‌زمان با حرکت انتقالی بال را تحت حرکت‌های پیچشی قرار داده و نیروهای چرخشی را استخراج نمودند. آن‌ها نیروی چرخشی را شامل دو بخش مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی و نیروی متناسب با مجذور سرعت زاویه‌ای پیچشی در نظر گرفتند. نتایج آن‌ها نشان داد که با افزایش عدد رینولدز نیروی چرخشی افزایش می‌یابد و هرچه مکان محور پیچش بال به سمت لبه حمله می‌رود نیروی چرخشی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی افزایش می‌یابد. هم‌چنین آن‌ها تأثیر زاویه حمله در زمان استخراج نیروی لحظه‌ای را بررسی کرده و تصحیحی برای تغییرات بخش اول نیروی چرخشی در زوایای حمله مختلف ارائه دادند. ون وین و همکاران [۱۹] به بررسی مدلی برای نیروی چرخشی پرداختند. آن‌ها با استفاده از روش مرزهای مغروق^۲ به مدل‌سازی دینامیک سیالات عددی دو بال حشره و بال‌های بیضوی در موقعیت‌های محور پیچش متفاوتی پرداختند. آن‌ها طی شبیه‌سازی‌های خود نیروهای چرخشی را استخراج نمودند و آن را شامل دو بخش نیروی چرخشی ترکیبی حرکت انتقالی و پیچشی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی و نیروی ناشی از پیچش خالص در نظر گرفتند. آن‌ها در نهایت ضرایب نیروی چرخشی یکسانی را برای این دو بخش نیروی چرخشی ارائه دادند.

همان‌طور که در تاریخچه بررسی شده، در سال‌های اخیر مدل‌هایی برای پیش‌بینی نیروی چرخشی ارائه شده است.

به افتخار او این اثر به اثر کرامر مشهور گردید [۱۳ و ۱۴]. در یک بال‌زن هم، در ابتدای یک نیم کورس با کاهش نرخ زاویه حمله بال، برآ کاهش پیدا کرده و در انتهای هر نیم کورس با افزایش نرخ زاویه حمله، افزایش پیدا می‌کند [۱۵] که از این اثر با نام نیروهای چرخشی نیز نام برده شده است [۱، ۸ و ۱۱]. زمانی که بال در حرکت بال‌زنی، حول محور پیچش خود نیز می‌چرخد، جریان حول آن شرط کوتا را از دست می‌دهد و نقطه سکون از لبه فرار فاصله می‌گیرد. برای برقراری مجدد شرط کوتا در لبه فرار یک گردش اضافی لازم است و این گردش که متناسب با سرعت زاویه‌ای پیچش بال است، منجر به تولید نیروی چرخشی می‌گردد [۱۱]. الینگتون [۱۶] با استفاده از نظریه‌های ارائه‌شده قبلی یک رویه برای وارد کردن نیروی چرخشی در نظریه شبه پایا معرفی نمود و گردش ناشی از چرخش بال در بال‌زن را متناسب با سرعت زاویه‌ای پیچش بال، طول وتر بال و مکان بی بعد محور پیچش بال نسبت به لبه حمله در نظر گرفت. او با قرار دادن این گردش در نظریه کوتا-جاکوفسکی، در نهایت رابطه‌ای برای ضریب برآی مرتبط با چرخش بال ارائه نمود. سین و دیکینسون [۸] به بررسی تأثیر چرخش بال بر روی نیروهای آیرودینامیکی تولیدی در رژیم حشرات پرداختند. آن‌ها ضرایب مربوط به برآی چرخشی را در تحقیق خود محاسبه نمودند و بر مبنای اثر کرامر و بر پایه نظریه کوتا-جاکوفسکی مدلی برای محاسبه نیروی چرخشی ارائه دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌داد که با تغییر سرعت زاویه‌ای بدون بعد بال و تغییر مکان محور پیچش بال ضریب نیروی چرخشی تغییر می‌کند. در ادامه کارهای پژوهشگران برای مدل‌سازی نیروی چرخشی، ویتنی و وود [۱۷]، علاوه بر نیروی بر پایه نظریه کوتا-جاکوفسکی، نیروی آیرودینامیکی استهلاک چرخشی را نیز به‌عنوان نیروی دخیل در کل نیروهای آیرودینامیکی برای حرکت بال‌زدن معرفی نمودند. آن‌ها بیان داشتند در صورتیکه مکان محور پیچش بال در نصف وتر بال نباشد این نیرو مقداری غیر صفر خواهد داشت. هان و همکاران [۱۸] بر یک بستر آزمایش تجربی به بررسی پرواز ایستای یک شب پره^۱

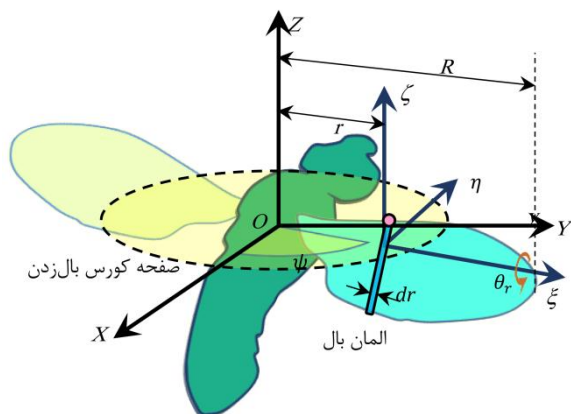
^۲ Immersed boundary method

^۱ Hawkmoth

چرخشی دخیل در نیروی کلی خروجی نظریه المان تیغه معرفی شده است.

۲-۱- مدل نیروی انتقالی

بخش مهمی از نیروهای لحظه‌ای تولیدی توسط یک بال‌زن دارای حرکت بال شبیه حشرات، نیروی انتقالی می‌باشد. در این نوع حرکت با توجه به فیزیک سه بعدی جریان، دیگر واماندگی کلاسیک مرسوم در بال‌های ثابت با نسبت‌های منطقی بالا وجود ندارد و در زوایای حمله بالا، واماندگی به تأخیر می‌افتد [۱، ۸ و ۲۱]. شکل ۱ بال‌زنی به طول بال R را نشان می‌دهد. برای برقراری روش المان تیغه بال به تعداد زیادی المان با پهنای dr تقسیم می‌شود. مقطع یک المان مشخص از بال در فاصله r نسبت به ریشه بال قرار گرفته و به صورت یک نوار با پهنای dr نشان داده شده است. برای توصیف حرکت بال‌زدن، یک دستگاه مختصات متعامد $OXYZ$ تعریف شده است. محور Z محور بال‌زدن و صفحه XY صفحه کورس بال‌زدن است. ξ محور پیچش بال بوده و موقعیت آن توسط زاویه ψ نسبت به محور X مشخص می‌گردد. حرکت اشاره شده بیانگر حرکت بال‌زدن است. علاوه بر این حرکت بال می‌تواند حول محور بال با زاویه θ_r نیز بچرخد [۹]. هم‌چنین η محور مماس بر حرکت بال‌زنی و ζ محور عمود بر صفحه کورس بال‌زدن است.



شکل (۱): تعاریف مرتبط بال و مقطع و حرکت آن به همراه نمایش دستگاه‌های محور مختصات

شکل ۲ نیروهای تولیدی انتقالی مقطع بال با طول وتر $c(r)$ و پهنای dr را در دستگاه مختصات محلی $\xi\eta\zeta$ نشان می‌دهد. V_T سرعت انتقالی جریان ناشی از حرکت بال‌زدن است و زاویه حمله α نیز زاویه بین وتر مقطع بال

با این حال تاکنون این مدل‌ها در شبیه‌سازی آیرودینامیکی یک بال‌زن دارای حرکات ترکیبی پیچش و بال‌زدن به منظور پیش‌بینی ضرایب برآ و پسای لحظه‌ای و متوسط، مورد مقایسه قرار نگرفته‌اند. در این پژوهش با استفاده از نظریه المان تیغه، سه مدل متفاوت نیروی چرخشی در بررسی یک بال الهام گرفته شده از حشره میوه با حرکت ترکیبی بال‌زدن و پیچش مورد ارزیابی و مقایسه با نتایج تجربی و دینامیک سیالات عددی منتشرشده قرار می‌گیرد. در بخش ۴ این مدل‌ها شرح داده شده و از لحاظ توانایی در پیش‌بینی ضرایب نیروی برآ و پسای لحظه‌ای و متوسط در بازه‌های مختلف حرکتی در یک نیم کورس با نتایج تجربی و عددی منتشرشده مقایسه شده است. هم‌چنین سهم آن‌ها از نیروی مدل شده کل در نظریه المان تیغه که شامل نیروی انتقالی و جرم افزوده نیز هست، به ازای هر مدل گزارش شده است. در بخش ۵ مدل‌ها با یکدیگر از لحاظ خطای متوسط و خطای پیش‌بینی نقطه حداکثر نمودار ضرایب برآ و پسای مقایسه شده و خطای مؤثر کل گزارش می‌شود. نتایج مقایسه خطای مؤثر مدل‌های نیروی چرخشی نشان می‌دهد که مدل R3 که یک مدل دو جزئی دارای نیروی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی و نیروی ناشی از پیچش خالص است، از خطای مؤثر نسبی کمتری در محاسبه ضرایب نیروی برآ و پسای برخوردار بوده و می‌تواند به‌عنوان یک مدل مناسب برای شبیه‌سازی‌های شبه‌پایای آینده مورد توجه قرار گیرد.

۲- مبانی روش المان تیغه ناپایا

در روش نظریه المان تیغه برای به‌دست آوردن نیروهای نهایی، ابتدا بال را به تعداد مشخصی المان تقسیم‌بندی نموده و در نهایت با توجه سینماتیک بال، نیروهای وارد بر هر المان به‌دست آمده و در کل سطح بال انتگرال‌گیری شده و نیروی کلی لحظه‌ای بال‌زن به‌دست می‌آید [۹ و ۲۰]. نیروهای انتقالی به‌عنوان نیروهای پایه وارد شده در هر لحظه ناشی از زاویه حمله لحظه‌ای آن وارد می‌شود. نیروی جرم افزوده به‌واسطه حرکت شتابدار بال و نیروی چرخشی نیز به‌واسطه نرخ چرخش بال حول محور پیچش اتفاق افتاده و به‌عنوان اثرات ناپایای تکمیلی وارد می‌شوند. در ادامه این بخش هر سه نیروی انتقالی، جرم افزوده و

$$C_l(\alpha) = (1.966 - 3.95Re^{-0.429}) \sin 2\alpha \quad (۳)$$

$$C_d(\alpha) = (0.031 + 10.48Re^{-0.764}) + (1.873 - 3.14Re^{-0.369})(1 - \cos 2\alpha) \quad (۴)$$

$$f_{AR} = 32.9 - 32.0AR^{-0.00361} \quad (۵)$$

$$f_{Ro} = -0.205 \arctan[0.587(Ro - 3.105)] + 0.870 \quad (۶)$$

۲-۲- مدل نیروی جرم افزوده

نیروی جرم افزوده یکی از اثرات ناپایایی حوزه حل جریان بال‌زن است. شناخت این نیرو و به‌دست آوردن مقدار آن باعث بهبود روش‌های شبه پایا در بال‌زن‌ها مانند نظریه المان تیغه می‌شود. فرض می‌شود که سیال احاطه‌کننده تأثیرگذار بر روی بال به اندازه یک استوانه به قطر وتر المان بال $c(r)$ و ضخامت dr باشد. اندازه جرم دیسک سیال برابر $\pi/4 \rho c(r)^2 dr$ بوده و در صورتیکه شتاب نقطه مرجع روی المان بال برابر a_n باشد، نیروی جرم افزوده وارد بر المان بال dF_A از رابطه (۷) به‌دست می‌آید [۹]. a_n نیز طبق رابطه (۸) محاسبه می‌شود که در این رابطه، $x_m = x_r - x_f$ فاصله بین نقطه مرجع تا محور چرخش بال است. x_f فاصله لبه حمله تا محور پیش‌ش المان بال و x_r فاصله لبه حمله تا نقطه مرجع می‌باشد که برابر با نصف طول وتر هر المان در نظر گرفته می‌شود [۸، ۹ و ۱۵].

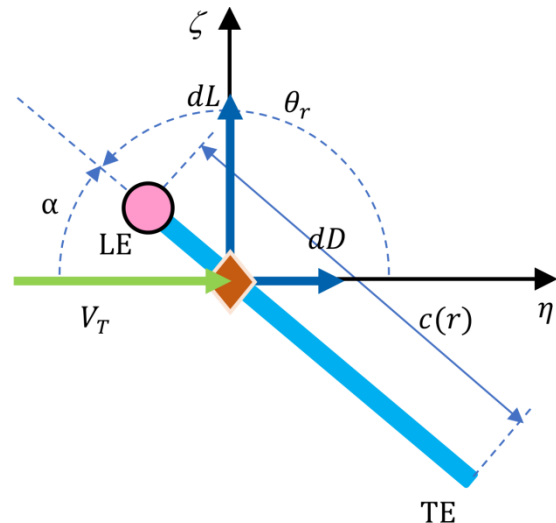
$$dF_A = -\frac{\pi}{4} \rho c(r)^2 a_n dr \quad (۷)$$

$$a_n = x_m \ddot{\theta}_r + r \dot{\psi}^2 \sin \theta_r + x_m \dot{\psi}^2 \cos \theta_r \sin \theta_r \quad (۸)$$

۲-۳- مدل نیروی چرخشی

نیروی چرخشی به‌واسطه وجود نرخ چرخش بال حول محور بال اتفاق می‌افتد. شکل ۳ مقطعی از بال را که حول محور بال و با سرعت چرخشی $\dot{\theta}_r$ و سرعت انتقالی V_T نشان می‌دهد. با فرض نبود اصطکاک پوسته‌ای، نیروی چرخشی dF_{rot} به‌صورت عمود بر مقطع بال اعمال می‌شود [۹]. در نهایت بعد از تصویر کردن نیرو در راستای محورهای محلی، نیروی چرخشی روی المان‌های بال در راستای دهانه بال

و سرعت V_T می‌باشد. نیروهای برآ و پسای وارده بر مقطع به ترتیب با dL و dD نشان داده شده‌اند.



شکل (۲): نمایی از یک مقطع المان تیغه و تعریف متغیرها

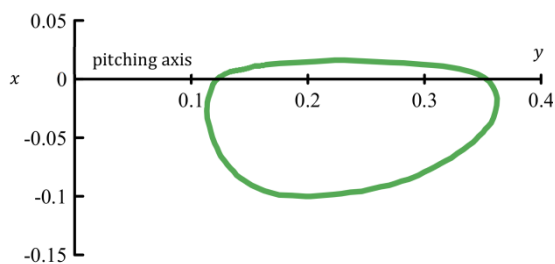
در هر مقطع بال نیروهای برآ و پسای وارده بر آن مقطع محاسبه شده و سپس در تمام طول بال جمع شده و نیروهای برآ و پسای کلی بال به‌دست آورده می‌شوند [۹]. این نیروها در راستای محورهای η و ζ بوده و توسط روابط (۱) و (۲) محاسبه می‌شوند:

$$dL_T = \frac{1}{2} \rho V_T^2 C_l dS \quad (۱)$$

$$dD_T = \frac{1}{2} \rho V_T^2 C_d dS \quad (۲)$$

که ρ جرم مخصوص سیال در برگیرنده بال، C_l و C_d به ترتیب ضرایب برآ و پسای انتقالی و $dS = c(r)dr$ مساحت مقطع بال است. با انتگرال‌گیری از معادلات (۱) و (۲) در راستای دهانه بال، نیروهای برآ و پسای انتقالی در یک زمان مشخص محاسبه می‌شوند.

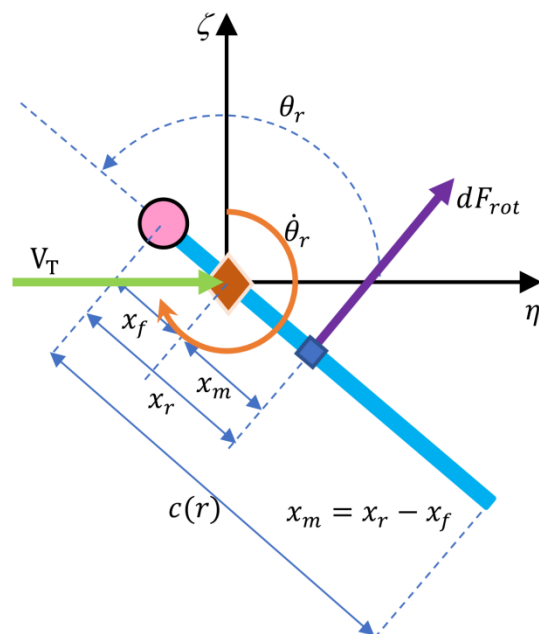
لی و همکاران [۴] با استفاده از نتایج دینامیک سیالات محاسباتی مدلی برای ضرایب نیروی انتقالی ارائه دادند. آن‌ها ضرایب برآ و پسای انتقالی را بر حسب رینولدز مطابق روابط (۳) و (۴) به‌دست آوردند. هم‌چنین حساسیت نیروهای انتقالی را نسبت به تغییرات اعداد نسبت منطری AR و عدد راسبی $Ro = R/\bar{c}$ بررسی نموده و به ترتیب تصحیح f_{AR} و f_{Ro} را مطابق روابط (۵) و (۶) ارائه دادند.



شکل (۴): طرح بال مورد اعتبار سنجی به همراه موقعیت محور پیچش بال [۲۲]

شکل ۵ خصوصیات حرکتی زوایای بال زدن و پیچش بال مورد شبیه‌سازی برحسب زمان بدون بعد t^* در کورس رو به پایین را نشان می‌دهد. در شکل (۵-الف) حرکت یک مقطع در یک کورس بال زدن کامل شامل کورس رو به پایین و کورس رو به بالا نشان داده شده است. شکل (۵-ب) نیز منحنی زوایا، سرعت‌ها و شتاب‌های زاویه‌ای حرکت بال زدن و پیچش بال به همراه تغییر زاویه حمله را در کورس رو به پایین نشان می‌دهد. دسته‌بندی در قسمت پایین شکل (۵-ب) با مستطیل‌های مشخص با حروف A تا F با توجه به نوع حرکت و تغییر زاویه‌های بال زدن و پیچش و مشتق‌های اول و دوم آن‌ها صورت گرفته است. هر کدام از این حروف یک بازه زمانی را نشان می‌دهند و یکی از موقعیت‌های لحظه‌ای متناظر در این بازه زمانی در شکل (۵-الف) نشان داده شده است. به‌عنوان مثال در انتهای ناحیه A به‌واسطه ثابت شدن زاویه پیچش بال θ_r و صفر شدن نرخ پیچش بال $\dot{\theta}_r$ (مشتق اول θ_r)، تعریف شروع ناحیه جدید B صورت گرفته است. بقیه مرزبندی‌ها نیز با توجه به تغییرات زوایای بال زدن و پیچش و مشتقات اول و دوم آن‌ها صورت گرفته است. نشان دادن این مرزها در تحلیل ضرایب نیروهای خروجی مؤثرند؛ چراکه این متغیرها به‌عنوان ورودی هر کدام از مدل‌های نظریه المان تیغه (انتقالی، جرم افزوده و چرخشی) مورد استفاده قرار می‌گیرند. مثلاً مستطیل‌های تیره‌تر B و C متناظر با حالتی هستند که بال پیچش نداشته و نیروی چرخشی هم نخواهیم داشت. هم‌چنین شروع و پایان نیم سیکل در موقعیت‌های $t^* = 0$ و $t^* = 0.5$ و موقعیت متناظر با آن‌ها نیز مشخص شده‌اند. نسبت سرعت بال زدن به سرعت حداکثر در محل شعاع ژیراسیون بال V_{max,R_g} برابر m/s ۰/۱۹۰۵ می‌باشد. پیمایش زاویه جاروب شده بال زدن در یک نیم سیکل ۱۵۵ درجه می‌باشد و زاویه حمله در وسط هر نیم سیکل هم به مقدار حدی ۴۰ درجه می‌رسد.

انتگرال‌گیری شده و نیروی چرخشی در هر لحظه به‌دست می‌آید. در بخش ۴ مدل‌های نیروی چرخشی مورد مطالعه به تفصیل بررسی شده است.



شکل (۳): نیروی چرخشی اعمالی بر مقطع بال

۳- مشخصات هندسی بال مورد مطالعه

برای شبیه‌سازی و مقایسه مدل‌های مختلف نیروهای چرخشی و بررسی تأثیر آن‌ها بر نیروهای لحظه‌ای برآ و پسا، کار تجربی و دینامیک سیالات عددی لوآ و همکاران [۲۲] انتخاب شده است که حرکات بال زدن و پیچش بال بر روی یک بال صلب الهام گرفته‌شده از حشره میوه مطابق شکل ۴ می‌باشد. مشخصات هندسی بال در جدول ۱ آورده شده است. جرم مخصوص سیال ρ در آزمایش 1229 Kg/m^3 تنظیم و شرایط تست برای رینولدز ۱۳۶ برقرار شده است [۲۲].

جدول (۱): مشخصات هندسی بال [۲۲]

مقدار	نماد	مشخصه هندسی
۰/۳۶۳۱ m	R	طول بال
۰/۰۹۲۹ m	\bar{c}	وتر متوسط بال
۰/۲۵ m	b	طول دهانه بال
۰/۲۳۹۴ m	R_g	شعاع ژیراسیون
۰/۰۲۲۹۶ m ²	S	مساحت بال
۲/۶۹	AR	نسبت منطری

پایین و کورس رو به بالا و به منظور بررسی بیشتر جزئیات، صرفاً ضرایب نیروی مربوط به یک نیم سیکل (کورس رو به پایین) گزارش شده است. برای محاسبه ضرایب برآ و پسای خروجی المان تیغه که به ترتیب با C_L و C_D نشان داده می‌شوند از روابط (۹) و (۱۰) استفاده شده است. در این روابط L و D به ترتیب نیروی برآ و پسای خروجی روش المان تیغه، V_{max,R_g} سرعت حداکثر بال در موقعیت شعاع ژیراسیون و S سطح کل بال می‌باشد.

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho V_{max,R_g}^2 S} \quad (9)$$

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho V_{max,R_g}^2 S} \quad (10)$$

۴-۱- مدل متداول بر پایه نظریه کوتا-جاکوفسکی:

R1

در ادامه مدل‌های اولیه ارائه شده برای مدل‌سازی آیرودینامیکی پیچش بال‌های ثابت [۲۴-۲۷]، الینگتون برای مدل‌سازی نیروی چرخشی در آیرودینامیک حشرات که با حرکت انتقالی هم‌زمان همراه است، طرحی ارائه نمود [۱۶]. در این مدل گردش مورد نیاز برای برقراری شرط کوتا برابر $\Gamma_r = \pi\dot{\theta}_r c^2 (0.75 - \hat{x}_f)$ در نظر گرفته شد و بر مبنای نظریه کوتا-جاکوفسکی، نیروی چرخشی به صورت خطی با سرعت زاویه‌ای پیچشی و سرعت انتقالی بال مرتبط می‌گردد [۴]. طبق رابطه کوتا-جاکوفسکی برای محاسبه جزء نیروی چرخشی وارد بر هر المان بال با طول dr رابطه (۱۱) برقرار است [۸، ۹ و ۲۷]:

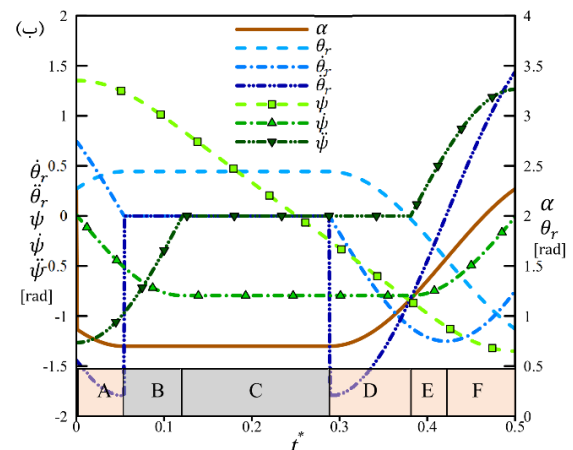
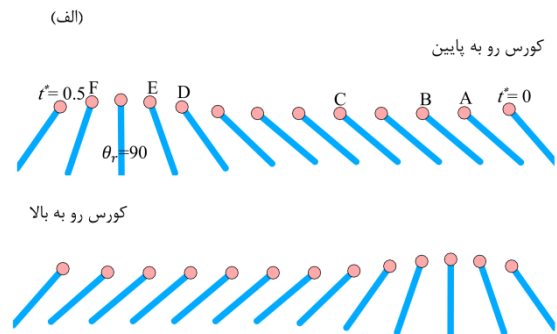
$$dF_{rot} = \rho V_T d\Gamma_{rot} dr \quad (11)$$

که $d\Gamma_{rot}$ گردش ناشی از چرخش المان بال بوده و توسط رابطه (۱۲) محاسبه می‌شود [۸، ۹]:

$$d\Gamma_{rot} = C_{rot} \dot{\theta}_r c^2 (r) \quad (12)$$

$$C_{rot} = \pi(0.75 - \hat{x}_f) \quad (13)$$

که در رابطه (۱۲)، C_{rot} ضریب نیروی چرخشی بوده و تابعی از موقعیت بی بعد محور بال نسبت به لبه حمله \hat{x}_f می‌باشد و توسط رابطه (۱۳) به دست می‌آید. در برقراری این مدل $\hat{x}_f = x_f / c$ در نظر گرفته می‌شود و برای هر المان بال محاسبه می‌شود و در نهایت در طول دهانه بال انتگرال‌گیری شده و نیروهای لحظه‌ای به دست می‌آیند. منحنی تغییرات ضرایب برآ و پسای به تفکیک نیروی انتقالی،



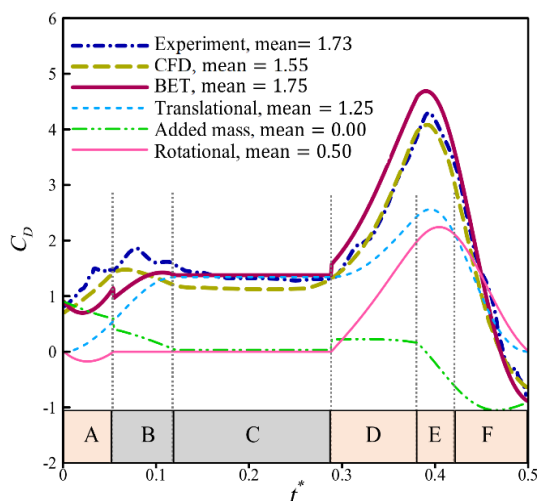
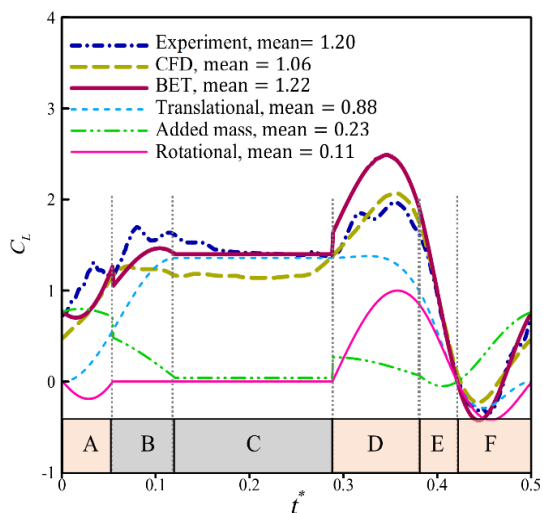
شکل (۵): خصوصیات حرکتی مورد شبیه‌سازی:

الف) شماتیک حرکت مقطع بال در یک کورس کامل
ب) منحنی زوایا، سرعت‌ها و شتاب‌های زاویه‌ای حرکت بال‌زدن و پیچش بال به همراه تغییر زاویه حمله را در کورس رو به پایین

۴-۲- بررسی و اعتبارسنجی مدل‌های نیروی چرخشی

همان‌طور که در بخش ۱ اشاره شد پژوهشگران طی سال‌های متمادی در پی شناخت و مدل‌سازی مناسب نیروهای ناشی از چرخش بال بوده‌اند [۱، ۴، ۸-۱۰، ۱۸ و ۲۳]. در این بخش مدل‌های ارائه شده بر روی حرکت بال‌زنی مورد شبیه‌سازی اعمال شده و در نهایت ضرایب برآ و پسای به دست آمده و با هم مقایسه می‌گردد. در مدل‌های بررسی شده در این بخش نیروهای انتقالی و جرم افزوده طبق مدل‌های اشاره شده در بخش ۲ یکسان بوده و تنها نیروی چرخشی بررسی می‌گردد. باید خاطر نشان شود که در مدل‌هایی که از مراجع استخراج شده است نام‌گذاری متغیرها متفاوت است و برای یکسان‌سازی متغیر تعریف شده در کار جاری جایگزین می‌شود. هم‌چنین در بررسی مدل‌های نیروی چرخشی متفاوت به دلیل مشابهت نیروهای کورس رو به

ضریب نیروی برآ و پسای چرخشی در این نیم سیکل مثبت بوده و به ترتیب حدود ۹/۲ و ۲۸/۷ درصد متوسط ضریب نیروی کلی برآ و پسا را تشکیل می‌دهند.



شکل ۶): ضرایب نیروی برآ و پسای مدل شده توسط روش نظریه المان تیغه (BET) به تفکیک نیروهای انتقالی، نیروی جرم افزوده، و نیروی چرخشی، محاسبه شده با مدل R1 در مقایسه با کار تجربی و دینامیک سیالات عددی لوآ و همکاران [۲۲].

۴-۲- مدل نیروی چرخشی بر مبنای نتایج ضرایب نیروی چرخشی دینامیک سیالات عددی لی و همکاران [۳]: R2

لی و همکاران [۴] برای استخراج مدلی برای نیروی چرخشی از شبیه‌سازی دینامیک سیالات عددی استفاده نمودند. آن‌ها ابتدا دو حرکت را به بال اعمال نمودند؛ حرکت

جرم افزوده و نیروی چرخشی بر حسب زمان بی‌بعد شده t^* در نیم سیکل کورس رو به پایین برای مدل R1 به همراه ضرایب نیروی تجربی و دینامیک سیالات عددی [۲۲] در شکل ۶ مشاهده می‌شود. با توجه به نحوه حرکت بال در شکل ۵، بازه‌های A تا F نیز در نمودارها مشخص شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضریب نیروی انتقالی در قسمت‌های میانی نیم سیکل در بازه C که گردابه لبه حمله چسبیده به بال وجود دارد و ساز و کار واماندگی به تأخیر افتاده ناشی از این گردابه حاکم است، به صورت مناسبی ضرایب نیروی نظریه المان تیغه را پیش‌بینی نموده و به نتایج تجربی نزدیک است. این امر نشان می‌دهد که مدل نیروی انتقالی بر مبنای نظریه خط برآزای به کار گرفته شده در بخش ۲-۱ از دقت مناسبی در تخمین نیروی انتقالی برخوردار بوده است. مقادیر متوسط ضرایب نیروی برآ و پسا در شکل ۶ نشان می‌دهد که بخش اعظم ضریب نیروی کل را نیروی انتقالی تشکیل می‌دهد. بخش نیروی جرم افزوده هم در نمودارهای ضریب برآ و پسا نشان داده شده است. مخصوصاً در ابتدا و انتهای نیم کورس که شتاب‌های بال از لحاظ اندازه بزرگ هستند، نقش نیروی جرم افزوده در نزدیک کردن ضریب نیروی لحظه‌ای کلی به نتایج تجربی تعیین‌کننده بوده و این امر در شکل ۶ مشخص است. متوسط ضریب نیروی جرم افزوده هم در این حالت برای ضریب برآ دارای مقدار مثبت بوده و البته برای ضریب پسا مقادیر مثبت و منفی همدیگر را خنثی کرده و برابر صفر محاسبه شده است.

منحنی ضریب نیروی برآی چرخشی در شکل ۶ نشان می‌دهد که در ابتدا و انتهای نیم کورس در محدوده‌های A و F، این ضریب منفی و در قسمت‌های D و E که زاویه حمله در حال افزایش است (تا قبل از ۹۰ درجه) مثبت بوده و پس از آن در ناحیه F منفی می‌شود. هم‌چنین نمودار ضریب پسای چرخشی نشان می‌دهد که ابتدای نیم کورس با شروع از مقدار صفر، در بازه A ضریب پسای چرخشی منفی بوده نیروی جلوبرنده لحظه‌ای داریم و در محدوده‌های D، E و F مثبت می‌باشد. صفر بودن ضرایب برآ و پسای این مدل در ابتدا و انتهای نیم کورس به دلیل صفر بودن سرعت انتقالی و اثر آن در صفر کردن نیروی چرخشی کل طبق نظریه کوتا-جاکوفسکی می‌باشد. ضمناً مقادیر متوسط

در سرعت‌های زاویه‌ای و رینولدزهای مختلف قرار دادند. در نهایت پس از برازش بر روی داده‌ها رابطه (۱۶) را بر حسب رینولدز ارائه دادند. نتایج آن‌ها نشان می‌داد که $C_{rot,1}$ با افزایش رینولدز به‌طور ملایمی افزایش می‌یابد. برای محاسبه $C_{rot,2}$ نیز بال را حول لبه حمله $\hat{x}_f = 0$ تحت حرکت‌های افسار شده و مداوم در سرعت‌های زاویه‌ای پیچش بال مختلف بدون سرعت انتقالی قرار داده و این ضریب را با برازش منحنی درجه دوم طبق رابطه (۱۷) استخراج نمودند.

آن‌ها برای وارد کردن اثر مهم محل محور پیچش بال از $\hat{x}_f = 0$ تا $\hat{x}_f = 1$ بال را تحت حرکت‌های افسار شده و مداوم قرار داده و به تصحیحی برای $F_{rot,1}$ طبق رابطه (۱۸) رسیدند. نتایج لی و همکاران نشان می‌داد که زاویه حمله لحظه‌ای بر نیروی چرخشی اثرگذار است. آن‌ها این اثر را بر روی $C_{rot,1}$ به‌دست آوردند. نتایج آن‌ها نشان می‌داد که تا زاویه حمله ۴۵ درجه $C_{rot,1}$ تقریباً ثابت است ولی از این زاویه به بعد تا ۹۰ درجه، این ضریب به سمت صفر میل می‌کند. تابع برازش شده بر روی این نتایج به‌صورت تکه‌ای پیوسته با رابطه (۱۹) نشان داده شده است. برای اعمال مدل اشاره‌شده در نظریه المان تیغه که در اینجا با نام R2 نام‌گذاری می‌شود، هر دو نیروی $F_{rot,1}$ و $F_{rot,2}$ طبق شرایط مورد شبیه‌سازی در نیروی چرخشی وارد شده است.

$$f_r = 1.570 - 1.239(\bar{x}_f / \bar{c}) \quad (18)$$

$$f_\alpha = \begin{cases} 1 & -45 < \alpha < 45 \\ -1 & 135 < \alpha < 225 \\ \sqrt{2} \cos \alpha & \text{otherwise} \end{cases} \quad (19)$$

منحنی تغییرات لحظه‌ای ضرایب برآ و پسا بر حسب زمان بی‌بعد شده t^* به همراه متوسط آن‌ها در یک نیم سیکل برای مدل R2 در مقایسه با کار تجربی و کار دینامیک سیالات عددی [۲۲] به تفکیک ضریب نیروهای انتقالی، جرم افزوده و چرخشی در شکل ۷ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود شکل کلی تغییرات ضرایب نیرو مشابه روند تغییرات کار تجربی می‌باشد. به دلیل وجود ترم $F_{rot,2}$ و عدم وابستگی به سرعت انتقالی در این ترم، بر خلاف مدل‌های پیشین دیگر ضرایب نیروی چرخشی در ابتدا و انتهای کورس صفر نیستند. نتایج نشان می‌دهد که متوسط ضریب برآ و پسای چرخشی به ترتیب حدود ۳/۸ و ۱۵/۶ درصد متوسط ضریب نیروی کلی برآ و پسا را تشکیل

چرخش افسار شده^۱ و حرکت چرخش مداوم^۲. در هر دوی این حرکت‌ها در زمان شروع حرکت، زاویه پیچش اولیه بال طوری تنظیم شده بود که در لحظه t_f زاویه پیچش بال α_f با توجه به سرعت زاویه‌ای پیچشی خود، برابر صفر می‌گردید. در نهایت آن‌ها اختلاف نیروی اندازه‌گیری شده در دو حالت را در لحظه t_f به‌عنوان نیروی چرخشی در نظر گرفتند. همچنین فرض کردند که نیروی چرخشی به‌صورت عمودی بر مقطع بال اعمال می‌شود.

آن‌ها ضریب نیرو را در دو حالت موقعیت مکان محور پیچش بال $\hat{x}_f = 0$ و $\hat{x}_f = 0.5$ استخراج نموده و نتایج را بر حسب θ_r رسم نمودند. مشاهدات آن‌ها نشان می‌داد که در حالت $\hat{x}_f = 0.5$ تغییرات نیرو بر حسب θ_r خطی و در حالت $\hat{x}_f = 0$ به تابع درجه دو نزدیک است. بر این اساس آن‌ها نیروهای چرخشی را شامل دو جزء مجزا دانستند. جزء اول را مشابه نظریه کوتا-جاکوفسکی متناسب با هر دو سرعت پیچشی و انتقالی بال دانسته و جزء دوم را صرفاً متناسب با مجذور سرعت پیچشی در نظر گرفتند. آن‌ها با اشاره به اینکه حرکت پیچش بال حول لبه حمله $\hat{x}_f = 0$ در واقع یک حرکت بال‌زنی با زاویه حمله برابر ۹۰ درجه است، استنباط کردند که این جزء نیرو در واقع نیروی پسا مشابه نیروی پسای انتقالی می‌باشد. این امر توسط پژوهشگران دیگر نیز اشاره شده است [۱۰، ۱۷ و ۲۸]. آن‌ها این دو جز نیروی چرخشی را طبق روابط (۱۴) تا (۱۷) ارائه دادند:

$$F_{rot,1} = C_{rot,1} \rho \psi \dot{\alpha} \int_0^R c^2(r) r dr \cdot (f_r f_\alpha) \quad (14)$$

$$F_{rot,2} = C_{rot,2} \rho \dot{\alpha} \left| \dot{\alpha} \right| \int_{LE}^{TE} r x |x| dx \cdot (f_r f_\alpha) \quad (15)$$

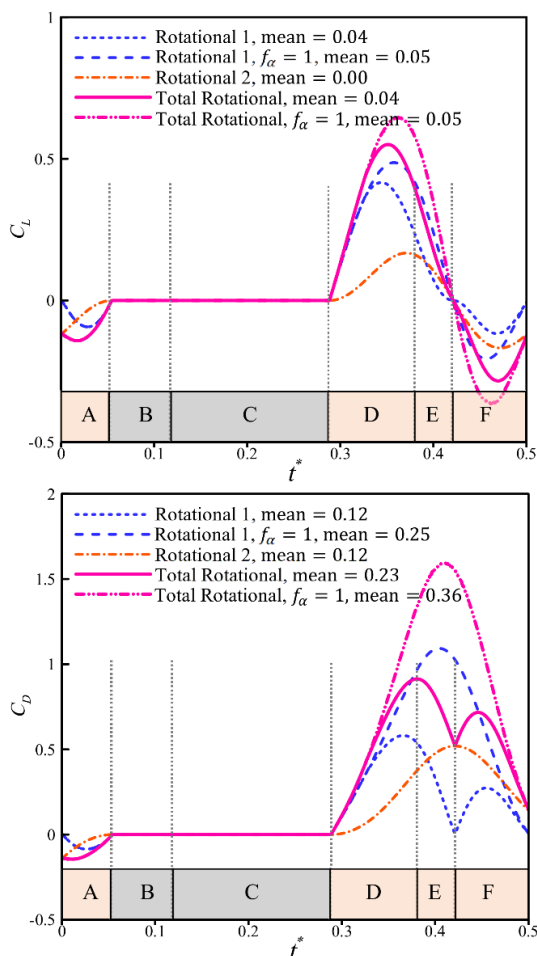
$$C_{rot,1} = 0.927 - 0.588 Re^{-0.1577} \quad (16)$$

$$C_{rot,2} = 2.67 \quad (17)$$

در روابط (۱۴) و (۱۵)، $C_{rot,1}$ و $C_{rot,2}$ به ترتیب ضریب نیروی چرخشی ترم اول و دوم می‌باشند f_r و f_α هم به ترتیب تصحیحات مربوط به محل محور پیچش بال و اثر زاویه حمله لحظه‌ای می‌باشند. طبق رابطه (۱۵) و با توجه به هندسه پلان بال، در صورتی محور پیچش بال به سمت $\hat{x}_f = 0.5$ برود، جزء دوم نیروی چرخشی $F_{rot,2}$ به سمت صفر میل می‌کند. آن‌ها برای به‌دست آوردن $C_{rot,1}$ بال را

¹ Arrested rotation
² Continuous rotation

پیوستگی مربوطه در ضریب نیروی چرخشی کل شامل جمع جزء اول و دوم هم تأثیر گذاشته و در این شکل مشخص است. در منحنی مربوط به جزء دوم نیروی چرخشی، ضرایب برآ و پسای چرخشی در ابتدا و انتهای نیم سیکل مقداری غیر صفر دارند. هم‌چنین متوسط ضریب برآی چرخشی جزء دوم برابر صفر بوده و این در حالی است که متوسط ضریب پسای چرخشی این جزء مقداری غیر صفر دارد.

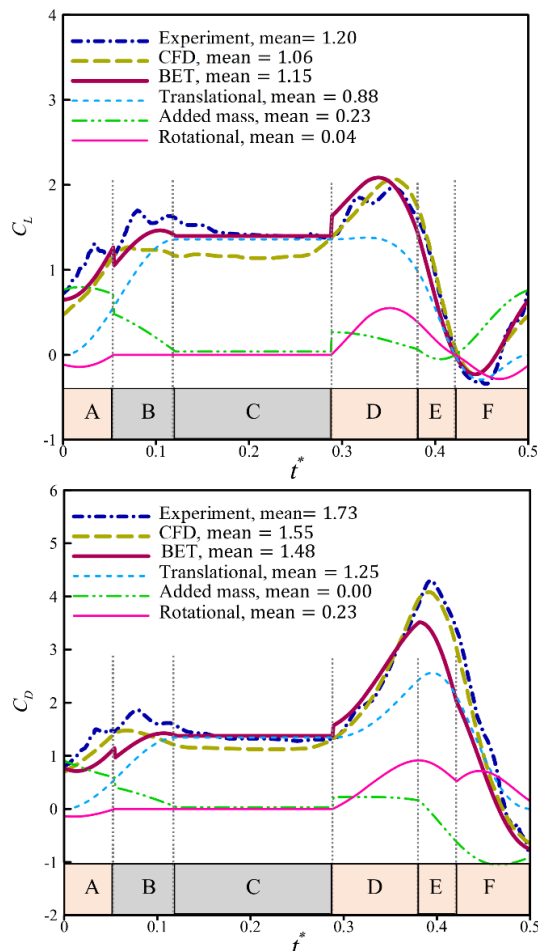


شکل (۸): ضرایب نیروی برآ و پسای چرخشی مدل R2 به تفکیک جزء نیروی $F_{rot,1}$ و $F_{rot,2}$ و جمع دو جزء نیرو. نتایج در صورت در نظر نگرفتن تصحیح اثر زاویه حمله لحظه‌ای ($f_\alpha = 1$) نیز گزارش شده است

۳-۴- مدل نیروی چرخشی ون وین و همکاران [۱۷]: R3

ون وین و همکاران با شبیه‌سازی بر مبنای روش مرزهای مغروق یک مدل کلی برای پیش‌بینی نیروهای چرخشی ارائه دادند [۱۹]. آن‌ها برای ارائه مدل خود از بال بیضوی

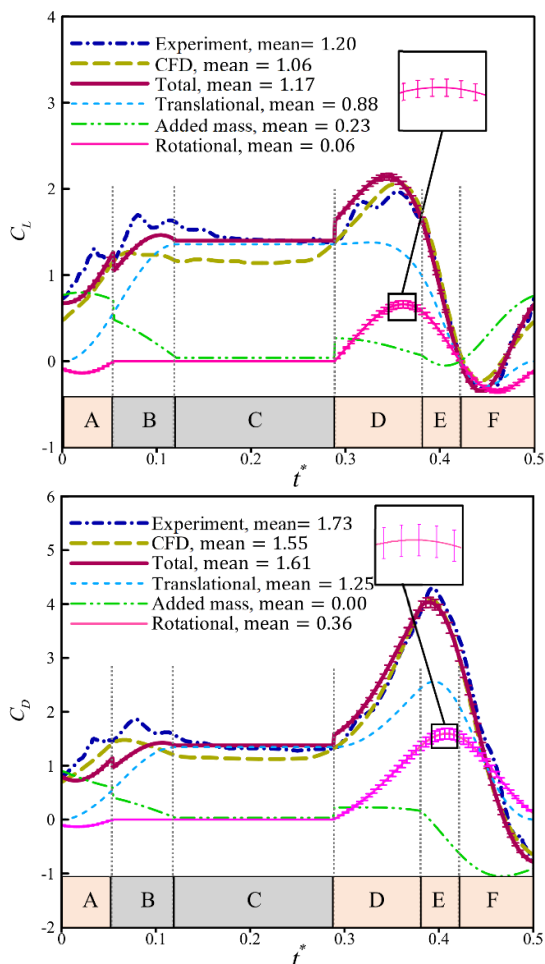
می‌دهند. بررسی بیشتر بر روی نیروی‌های متوسط و لحظه‌ای در بازه‌های اشاره‌شده در بخش ۵ انجام خواهد شد.



شکل (۷): ضرایب نیروی t^* برآ و پسای مدل شده توسط روش نظریه المان تیغه به تفکیک نیروهای انتقالی، نیروی جرم افزوده، و نیروی چرخشی، محاسبه شده با مدل R2 در مقایسه با کار تجربی و دینامیک سیالات عددی لوآ و همکاران [۲۲].

منحنی تغییرات جزء اول و دوم و کل ضرایب برآ و پسای چرخشی در حالت $f_\alpha = 1$ که اثر زاویه حمله لحظه‌ای لحاظ نمی‌شود و در حالت وجود اثر زاویه حمله لحظه‌ای $f_\alpha \neq 1$ در شکل ۸ آورده شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب نیروی مرتبط با جزء اول به دلیل صفر بودن سرعت انتقالی در ابتدا و انتهای نیم کورس برابر صفر هستند. هم‌چنین اثر تصحیح اثر زاویه حمله لحظه‌ای $f_\alpha \neq 1$ هم در محدوده نزدیک مرز بین E و F که زاویه حمله برابر ۹۰ درجه است، بر روی جزء اول نیروی چرخشی مشخص است. در این قسمت با توجه به رابطه (۱۹)، نیروی چرخشی مرتبط با جزء نیروی اول برابر صفر است. نا

پسا بر حسب زمان بی بعد شده t^* به همراه متوسط آن‌ها در یک نیم سیکل برای مدل R4 در مقایسه با کار تجربی و کار دینامیک سیالات عددی [۲۲] به تفکیک ضریب نیروهای انتقالی، جرم افزوده و چرخشی در شکل ۹ نشان داده شده است. در این نمودار با توجه به بازه خطای موجود در ضریب نیروی چرخشی C_{rot} ، تأثیر حد بالا و حد پایین این ضریب در نتایج ضرایب نیروی چرخشی و ضرایب کلی نیروی نظریه المان تیغه مشخص است. نتایج متوسط ضرایب نیروی برآ و پسا نشان می‌دهد که این ضرایب به ترتیب حدود ۵/۱ و ۲۲/۴ درصد متوسط ضریب نیروی کلی برآ و پسای نظریه المان تیغه را تشکیل می‌دهند.



شکل (۹): ضرایب نیروی برآ و پسای مدل شده توسط روش نظریه المان تیغه به تفکیک نیروهای انتقالی، نیروی جرم افزوده، و نیروی چرخشی، محاسبه شده با مدل R3 در مقایسه با کار تجربی و دینامیک سیالات عددی لوآ و همکاران [۲۲].

که در شش حالت موقعیت محور پیچش در راستای وتر بال متفاوت قرار گرفته بود، استفاده نمودند. هم‌چنین دو مدل بال از مگس میوه و حشره مالاریا را نیز شبیه‌سازی نمودند. آن‌ها برای به‌دست آوردن نیروی چرخشی دو حالت حرکتی را بر روی بال‌های مورد آزمایش خود اعمال نمودند. در حالت اول، بال بدون پیچش با زاویه حمله ثابت برابر ۴۵ درجه و با سرعت انتقالی ثابت شروع به حرکت می‌کند. در حالت دوم بال با سرعت انتقالی و نرخ پیچش ثابت از زاویه حمله ۳۰ درجه شروع به حرکت می‌نماید و هنگامی که زاویه حمله به ۴۵ درجه می‌رسد، در هر دو حالت نیروهای فشاری استخراج شده و اختلاف نیروی دوم و اول به‌عنوان نیروی چرخشی گزارش می‌شود. آن‌ها مطابق کارهای پیشین فرض کردند که نیروی چرخشی به‌عنوان یک نیروی فشاری اختلاف سطح بالا و پایین بال به‌صورت عمودی بر مقطع بال وارد می‌شود [۱]. آن‌ها این کار را برای سرعت‌های انتقالی و پیچشی بال متفاوت انجام دادند و با توجه به تعریف خود از رینولدز دامنه تغییرات ۲۵ تا ۵۰۰ را بررسی نمودند. آن‌ها برای ارائه مدل خود برای نیروی چرخشی از ترکیب مدل‌های بر مبنای نظریه کوتاه-جاکوفسکی [۱] و پسای چرخشی [۲۹] استفاده نمودند و برای به‌دست آوردن یک مدل کلی پیشنهاد دادند نیروی $F_{stroke-pitch}$ که در حرکت‌های ترکیبی پیچش و انتقالی تولید می‌شود با ممان دوم سطح کوپل $\sqrt{S_{xx}S_{yy}}$ متناسب باشد. هم‌چنین پیشنهاد دادند که نیروی F_{pitch} که تنها ناشی از پیچش بال است با ممان دوم سطح نا متقارن $S_{x|x}$ متناسب باشد. در نهایت نشان دادند که با این فرضیات می‌توان مطابق روابط (۲۰) و (۲۱) یک مدل کلی برای نیروی چرخشی در نظر گرفت. این مدل یک ضریب ثابت $C_{rot} = 2.08 \pm 0.13$ برای هر دو نیروی F_{pitch} و $F_{stroke-pitch}$ دارد.

$$F_{rot} = F_{stroke-pitch} + F_{pitch} \quad (20)$$

$$F_{rot} = C_{rot} \rho \left(\sqrt{S_{xx}S_{yy}} \dot{\psi} \dot{\theta}_r + S_{x|x} \dot{\theta}_r^2 \right); \quad (21)$$

$$\sqrt{S_{xx}S_{yy}} = \sqrt{\int x^2 dS \int y^2 dS}; S_{x|x} = \int x |x| dS$$

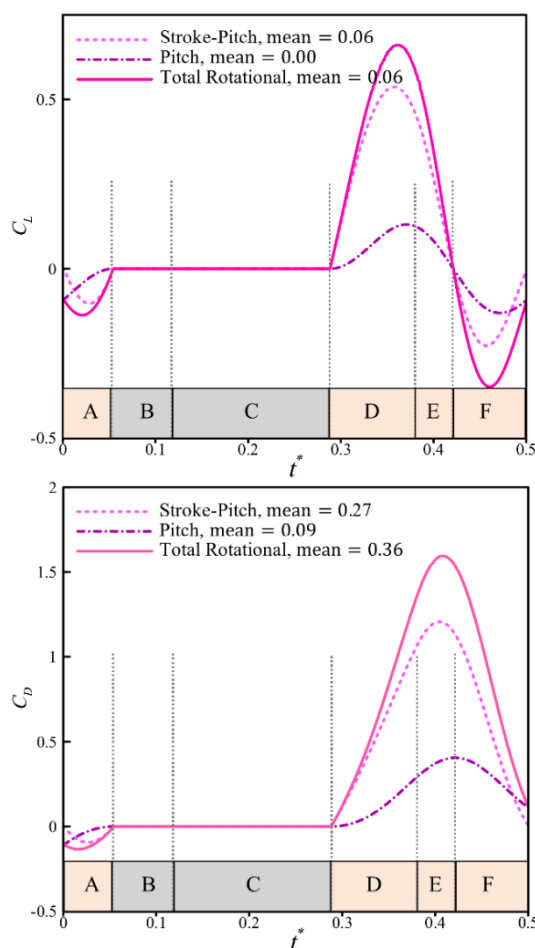
برای اعمال مدل پیشنهادی نیروی چرخشی ون وین و همکاران در نظریه المان تیغه که با نام R3 نشان داده می‌شود مقادیر $\sqrt{S_{xx}S_{yy}}$ و $S_{x|x}$ برای مورد شبیه‌سازی، به ترتیب برابر $2.6574 \times 10^{-4} \text{ m}^4$ و $-0.5223 \times 10^{-4} \text{ m}^4$ محاسبه شده است. منحنی تغییرات لحظه‌ای ضرایب برآ و

اشاره شده وجود دارد و نیروهای مرتبط با پیچش خالص که در مدل‌های R2 و R3 مورد مقایسه قرار گرفته و در ادامه ضرایب نیروی کل چرخشی با یکدیگر مقایسه می‌شود. در نهایت نتایج ضرایب نیروی مدل شده کل در نظریه المان تیغه (شامل نیروی انتقالی، جرم افزوده و نیروی چرخشی) با یکدیگر در حالت لحظه‌ای و متوسط مقایسه می‌شوند.

۵-۱- مقایسه ضرایب نیروی چرخشی مرتبط با نیروی کوتا-جاکوفسکی در مدل‌های مختلف

همان‌طور که در بخش ۴ ملاحظه شد هر سه مدل نیروی چرخشی حداقل دارای جزء نیروی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی می‌باشند. مدل R1 تنها شامل این نیرو و مدل‌های R2 و R3 علاوه بر این جزء شامل جزء مرتبط با پیچش بال نیز می‌باشند. شکل ۱۱ منحنی تغییرات ضرایب برآ و پسای مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی را به تفکیک مدل‌های مختلف نشان می‌دهد. همان‌طور که قبلاً اشاره شد نیروهای مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی به دلیل ارتباط مستقیم با سرعت انتقالی، در ابتدا و انتهای هر نیم سیکل که این سرعت صفر است هیچ نیروی چرخشی را در نظر نمی‌گیرند. همچنین در بازه‌های B و C که زاویه پیچش بال هیچ تغییری در زمان ندارد همگی مدل‌های نیروی چرخشی دارای ضرایب نیروی محاسبه‌شده برابر صفر هستند. بررسی منحنی ضریب برآی چرخشی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی در شکل ۱۱ نشان می‌دهد که در بازه A و F این ضرایب منفی هستند و در بازه D و E مثبت می‌باشند. همچنین در مرز بازه‌های E و F که $\theta_r = 90^\circ$ می‌باشد به دلیل اعمال نیروی چرخشی به صورت عمود بر المان بال، ضریب برآی چرخشی برابر صفر می‌باشد. در بازه F هم ضرایب برآ برای تمام مدل‌ها منفی می‌باشد. بررسی منحنی ضریب پسای چرخشی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی در شکل ۱۱ نشان می‌دهد که در بازه A ضریب پسا منفی بوده و عملاً یک نیروی جلوبرنده نسبی ناشی از چرخش بال وجود دارد. همچنین در بازه‌های D، E و F ضریب پسا مثبت می‌باشد. مدل R2 وابستگی به زاویه حمله داشته و همان‌طور که مشاهده می‌شود در مرز بازه‌های E و F که $\theta_r = 90^\circ$ می‌باشد علاوه بر صفر بودن ضریب برآ،

شکل ۱۰ منحنی ضرایب برآ و پسای چرخشی را به تفکیک ضرایب مربوط به نیروی ترکیبی $F_{stroke-pitch}$ و نیروی پیچشی F_{pitch} نشان می‌دهد. همان‌طور که در این شکل مشخص است، با توجه به صفر بودن سرعت زاویه‌ای انتقالی در ابتدا و انتهای نیم کورس ضرایب نیروی چرخشی مربوط به نیروی ترکیبی $F_{stroke-pitch}$ برابر صفر هستند. با این وجود به دلیل وجود ضرایب مربوط به نیروی پیچشی F_{pitch} ، ضرایب کل نیروی چرخشی در این شرایط دارای مقدار می‌باشند. همچنین متوسط ضریب برآی چرخشی مربوط به نیروی F_{pitch} برابر صفر بوده و متوسط ضریب پسای مربوطه مقدار دارد.

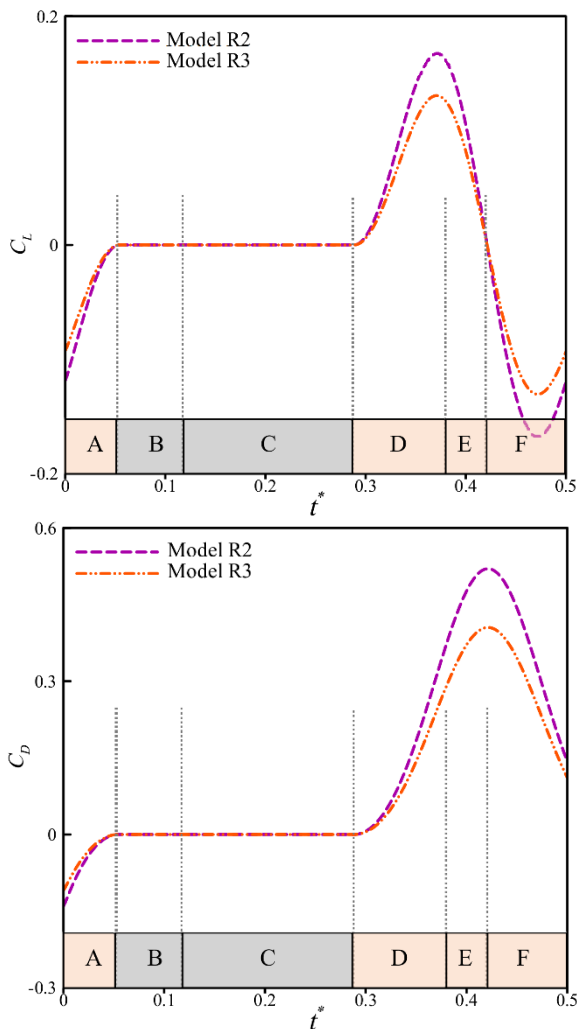


شکل (۱۰): ضرایب نیروی برآ و پسای چرخشی مدل R3 به تفکیک جزء نیروی $F_{stroke-pitch}$ و F_{pitch} و جمع دو جزء نیرو.

۵- ارزیابی و مقایسه مدل‌های نیروی چرخشی

در این قسمت مدل‌های مختلف نیروی چرخشی به تفکیک نیروهای مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی که در مدل‌های

چرخشی ناشی از پیچش خالص که در این مدل‌ها به ترتیب با $F_{rot,2}$ و F_{pit} نشان داده شده در ضریب ثابت نیروی چرخشی با هم تفاوت دارند. ضریب نیروی چرخشی در مدل‌های R2 و R3 به ترتیب برابر 2.67 و 0.1 و 2.08 است و این امر در تفاوت قدر مطلق ضرایب نیروی برآ و پسا در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود.

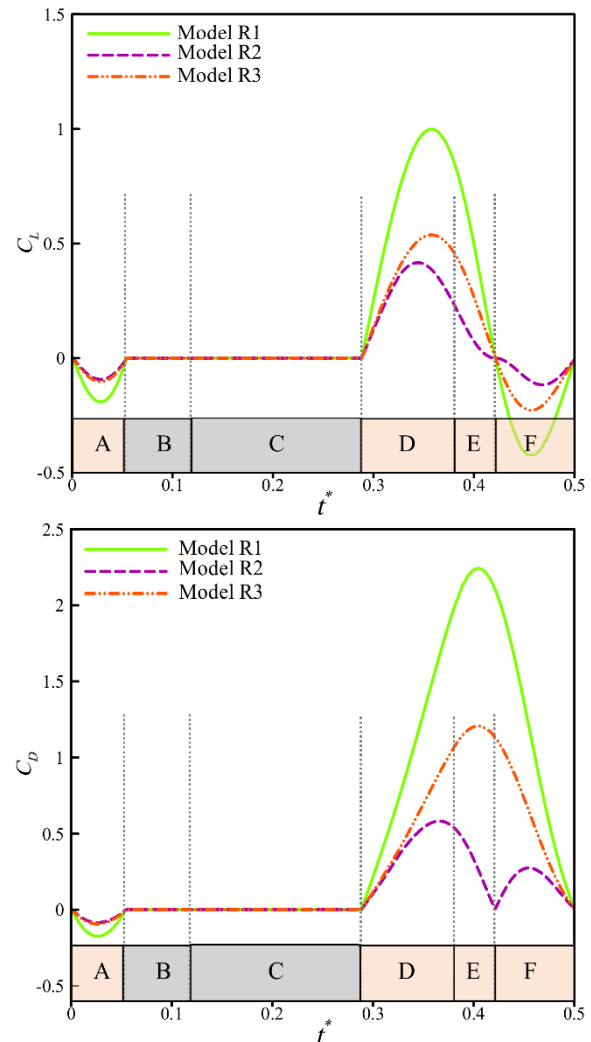


شکل (۱۲): مقایسه ضرایب برآ و پسا چرخشی جزء مرتبط با پیچش خالص در مدل‌های R2 و R3

۵-۳- مقایسه ضرایب نیروی چرخشی کل در مدل‌های مختلف

شکل ۱۳ منحنی تغییرات نیروی چرخشی کل در مدل‌های مختلف را نشان می‌دهد. مجموع نیروهای مرتبط با نظریه المان تیغه بعلاوه نیروهای مرتبط با پیچش خالص (در مدل‌های R2 و R3) این ضرایب را تشکیل می‌دهد.

ضریب پسا مربوطه این مدل هم صفر می‌باشد. مدل R3 هم رفتاری مشابه مدل R1 داشته و البته مقادیر قدر مطلق نیروی کمتری را پیش‌بینی می‌کند.

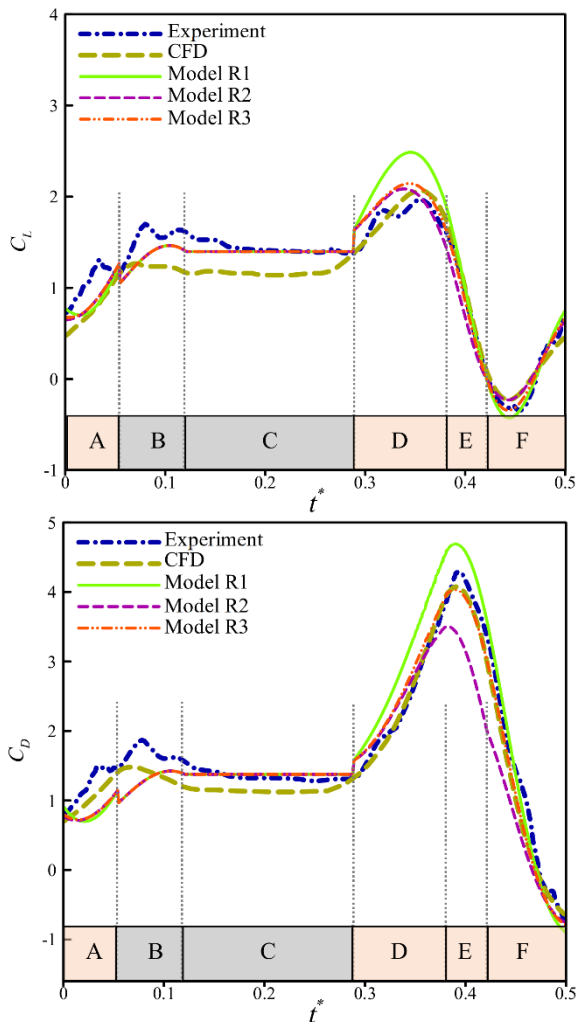


شکل (۱۱): مقایسه ضرایب برآ و پسا چرخشی جزء مرتبط با نظریه کوتاه-جاکوفسکی در مدل‌های مختلف

۵-۲- مقایسه ضرایب نیروی چرخشی مرتبط با پیچش خالص بال در مدل‌های مختلف

همان‌طور که اشاره شد تنها مدل‌های نیروی چرخشی R2 و R3 شامل جزء مرتبط با پیچش بال می‌باشند. در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود که ضرایب برآی مرتبط با پیچش در بازه‌های A و F منفی و در D و E مثبت می‌باشند. همچنین ضریب پسا در بازه A منفی و در بازه‌های D, E, و F مثبت می‌باشد. شکل کلی تغییرات هر دو مدل مشابه یکدیگر می‌باشد. می‌توان مشاهده کرد که معادلات مربوط به نیروی

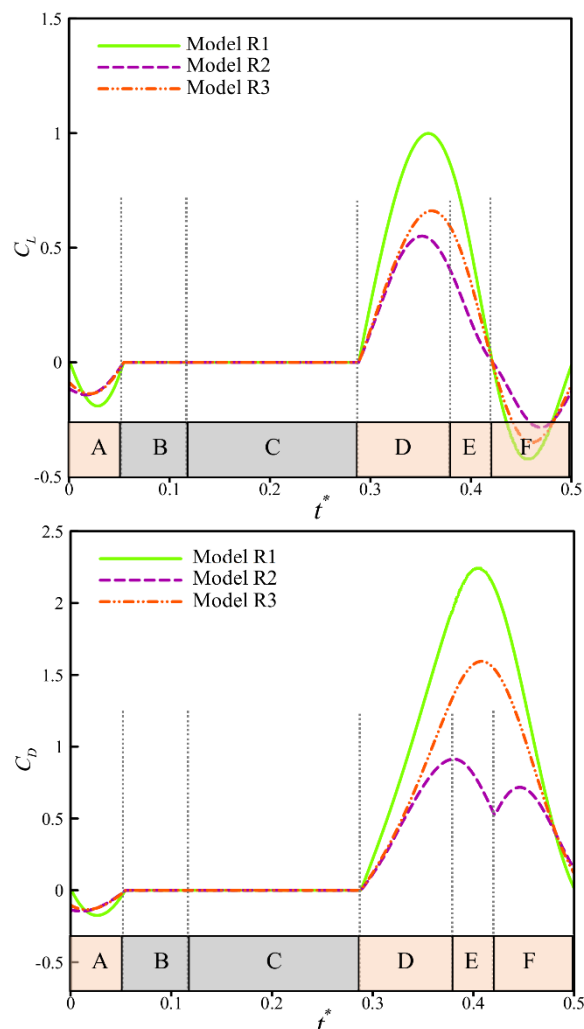
کدام از مدل‌ها را در بازه‌های زمانی A تا F در هر نیم سیکل مورد بررسی قرار می‌دهیم.



شکل (۱۴): مقایسه ضرایب برآ و پسای مدل شده در نظریه المان تیغه توسط مدل‌های مختلف در مقایسه با نتایج تجربی و دینامیک سیالات عددی لوآ و همکاران [۲۲]

بازه A اولین بازه نیم سیکل است و همان‌طور که در شکل ۵ مشاهده می‌شود تمام زوایا و مشتقات آن‌ها در حال تغییر می‌باشند. علاوه بر این بال در این قسمت از نیم کورس می‌تواند با اثرات دنباله جدا شده از خود در انتهای نیم کورس قبلی نیز برخورد نماید و اصطلاحاً دنباله خود را تسخیر نماید. لذا این بازه پیچیدگی‌های زیادی برای مدل‌سازی خواهد داشت. شکل‌های ۱۴ و ۱۵ نشان می‌دهند که در این بازه، تمامی مدل‌ها پیش‌بینی کمتری نسبت به نیروی تجربی دارند. این امر احتمالاً به خاطر عدم توانایی مدل‌ها در پیش‌بینی اثر تسخیر دنباله نیم سیکل قبلی و

مدل‌های R2 و R3 به دلیل اضافه شدن نیروی ناشی از پیچش خالص به نیروی کل در ابتدا و انتهای نیم سیکل نیروی چرخشی غیر صفر دارند و همان‌طور که مشاهده می‌شود اثر ناپیوستگی در مرز بین ناحیه E و F در مدل R2 در نیروی چرخشی کل نیز تأثیر خود را می‌گذارد.

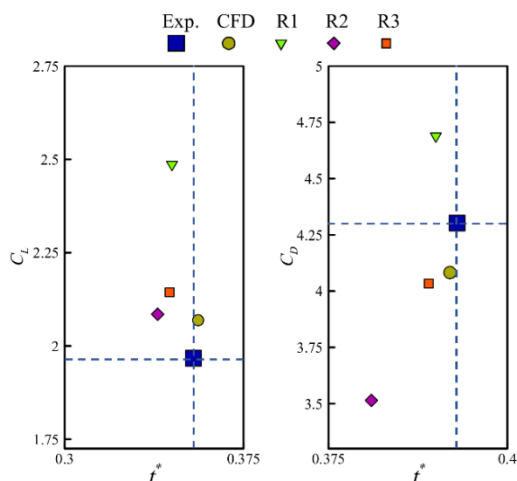


شکل (۱۳): مقایسه ضرایب نیروی برآ و پسای چرخشی به تفکیک مدل‌های مختلف

۵-۴- مقایسه ضرایب نیروهای نظریه المان تیغه با کار تجربی و دینامیک سیالات عددی در مدل‌های مختلف

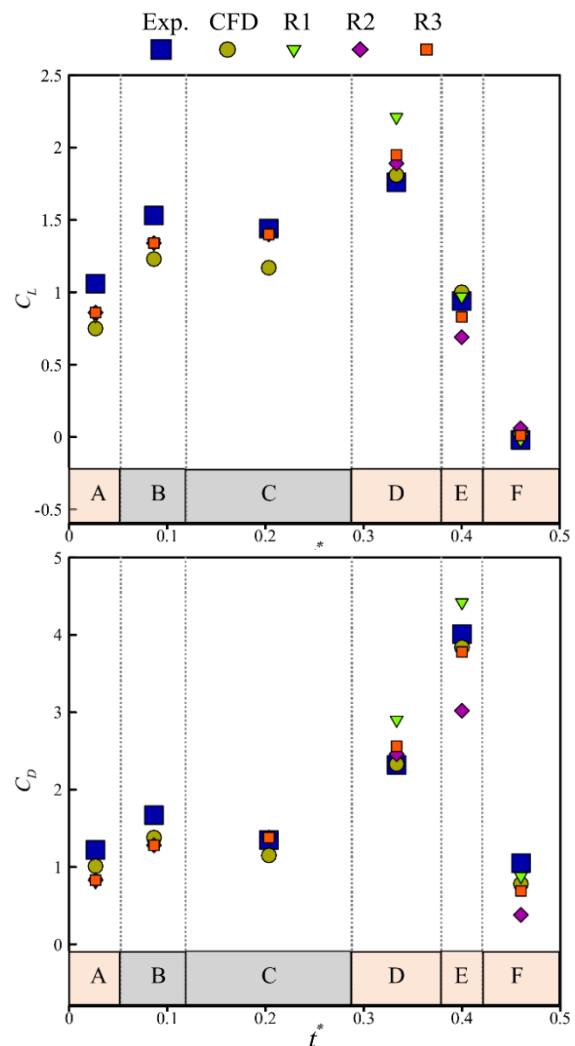
شکل ۱۴ مقایسه بین نیروهای نظریه المان تیغه را برای مدل‌های نیروی چرخشی R1، R2 و R3 در مقایسه با کار تجربی و دینامیک سیالات عددی نشان می‌دهد. برای بررسی بهتر در شکل ۱۵ مقادیر متوسط ضرایب نیروی هر

نیروی لحظه‌ای و متوسط را مورد بررسی قرار داد. دلیل این امر این است که ممکن است متوسط ضریب نیروها خطای کمی داشته باشند ولی در نیروهای لحظه‌ای در بخشی پیش‌بینی بیشتر و در قسمتی پیش‌بینی کمتری داشته باشیم و این دو همدیگر را خنثی نموده باشند. برای دقیق‌تر شدن مقایسه، معیار سنجش زمان و مقدار ضریب نیروی برآ و پسای نقطه حداکثر منحنی را نیز شکل ۱۶ در نظر می‌گیریم. همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود کار دینامیک سیالات عددی منتشرشده به نتایج تجربی نزدیک‌تر است. بین نتایج نظریه المان تیغه با مدل‌های نیروی چرخشی مختلف، مدل R2 در مجموع برای ضرایب برآ و پسای نزدیک‌تر به نظر می‌رسد. برای مقایسه دقیق‌تر یک خطای مؤثر کلی نسبت به نتایج تجربی شامل خطای متوسط ضرایب نیروی برآ و پسای بازه‌های D، E و F که اثرات نیروی چرخشی غالب است، خطای زمانی وقوع نقطه حداکثر منحنی و خطای مقدار پیش‌بینی هر کدام از ضرایب برآ و پسای در نقطه حداکثر منحنی طبق رابطه جذر میانگین مربعات RMS^۱ در شکل ۱۷ گزارش شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود در بین مدل‌های نیروی چرخشی در نظریه المان تیغه، مدل R3 کمترین خطای مؤثر را داشته و از بابت بهترین مدل برای استفاده در نظریه المان تیغه می‌باشد.



شکل (۱۶): مقایسه اختلاف زمانی و مقدار نیروی متناظر با حداکثر ضرایب برآ و پسای مدل شده توسط نظریه المان تیغه در مدل‌های مختلف نیروی چرخشی و نتایج دینامیک سیالات عددی در مقایسه با نتایج تجربی لوآ و همکاران [۲۲]

اثرات کوپل آن با نیروهای چرخشی و انتقالی می‌باشد. در بازه‌های B و C، اگرچه تغییرات زاویه و مشتقات زاویه بال‌زدن وجود دارد ولی بال پیش‌نشده و نیروی چرخشی نداریم. با این حال با توجه به مدل نیروی انتقالی و جرم افزوده استفاده‌شده در نظریه المان تیغه ضریب برآ در هر دو بازه B و C و ضریب پسای در بازه C به نسبت نتیجه دینامیک سیالات عددی پیش‌بینی مناسب‌تری را داشته‌اند.



شکل (۱۵): مقایسه متوسط ضرایب برآ و پسای مدل شده در نظریه المان تیغه در هر کدام از بازه‌های زمانی A تا F در مقایسه با نتایج دینامیک سیالات عددی و تجربی لوآ و همکاران [۲۲]

در بازه‌های D، E و F پیش‌بال انتهای نیم سیکل اتفاق می‌افتد و البته در قسمت ابتدایی نیم سیکل بعد نیز ادامه دارد. از آنجایی که در این نواحی تغییر زاویه پیش‌بال داریم، نیروی چرخشی هم تغییر می‌کند. در مقایسه مدل‌های مختلف در این محدوده‌ها باید هم‌زمان ضرایب

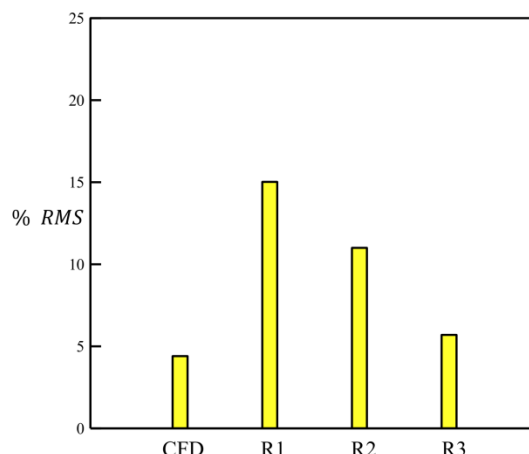
^۱ Root Mean Square

سیکل با پیچش بال هوشمند خود [۳۰]، نیروی چرخشی بیشتری را تولید می‌کند، مناسب‌تر باشند. مدل‌های R2 و R3 بر مبنای نتایج دینامیک سیالات عددی به تخمین نیروهای تولیدی می‌پردازند. با توجه به تحلیل خطای مؤثر RMS در شکل ۱۷، مدل R3 در مجموع خطای مؤثر کمتری را در این مدل‌ها نشان داد. با توجه به پیشنهاد ون وین و همکاران [۱۹] در این مدل مبنی بر متناسب بودن نیروی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی با ممان دوم سطح کوپل $\sqrt{S_{xx}S_{yy}}$ و نیروی مرتبط با پیچش خالص بال با ممان دوم سطح نا متقارن $S_{x|x|}$ ، مشاهده شد که در نهایت یک ضریب نیروی چرخشی عمومی برای هر دو جزء نیروی چرخشی این مدل وجود دارد اما برای مدل R2 ضرایب با مقادیر متفاوتی برای هر جزء نیروی چرخشی وجود دارد. در مجموع به دلایل زیر می‌توان مدل R3 را به‌عنوان مناسب‌ترین مدل برای محاسبه نیروی چرخشی در شبیه‌سازی‌های مشابه کار جاری در نظر گرفت.

- این مدل دارای دو بخش نیروی مرتبط با نظریه کوتا-جاکوفسکی و نیروی ناشی از پیچش خالص بال است و در انتهای نیم کورس‌ها که مدل R1 هیچ نیروی چرخشی در نظر نمی‌گیرد، به دلیل وجود جزء دوم ناشی از پیچش خالص بال نیروی چرخشی غیر صفر خواهد داشت که به واقعیت نزدیک‌تر است.
- نسبت به مدل R2 یک ضریب نیروی چرخشی عمومی برای هر دو جزء نیروی چرخشی را ارائه می‌دهد.
- تحلیل خطای مؤثر طبق شکل ۱۷ نشان می‌دهد که این مدل خطای مؤثر کمتری را نسبت به مدل‌های دیگر نشان می‌دهد.

۷- مراجع

1. Dickinson, M. H., Lehmann, F.-O. and Sane, S. P. "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight", *Science*, Vol. 284, no. 5422, pp. 1954-1960, 1999.
2. Phan, H. V., Truong, Q. T. and Park, H. C. "An Experimental Comparative Study of the Efficiency of Twisted and Flat Flapping Wings during Hovering Flight", *Bioinspir Biomim*, Vol. 12, no. 3, p. 036009, 2017.



شکل (۱۷): درصد مقدار مؤثر RMS کلی نسبت به کار تجربی لوآ و همکاران [۲۲]

۶- نتیجه‌گیری

در این پژوهش مدل‌های مختلف نیروی چرخشی برای تخمین ضرایب نیروی یک بال الهام گرفته‌شده از حشره میوه در حرکات ترکیبی بال‌زدن و پیچش بال مورد استفاده قرار گرفت. در بخش ۴ هر کدام از مدل‌ها شرح داده شد و ضرایب نیروی لحظه‌ای و متوسط مدل شده توسط آن با نتایج تجربی و دینامیک سیالات عددی مقایسه گردید. همچنین در بخش ۵ ضرایب نیروی چرخشی به تفکیک ضرایب جزء نیروی بر مبنای نظریه کوتا-جاکوفسکی (برای تمامی مدل‌ها) و جزء نیروی ناشی از پیچش خالص (برای مدل‌های R2 و R3) بررسی شد. به‌طور کلی نشان داده شد که نتایج ضرایب نیروی برآ و پسای لحظه‌ای محاسبه‌شده در هر کدام از مدل‌ها، روند نتایج تجربی را به شکل قابل قبولی پیش‌بینی می‌کنند. مدل R1 به‌عنوان یک مدل متداول در بسیاری از کارهای پژوهشگران همچنان مرسوم است و پیش‌بینی بیش از حدی از متوسط ضرایب نیرو را نشان داد. همچنین مشکل دیگر این مدل این است که در ابتدا و انتهای نیم سیکل که سرعت انتقالی صفر است، هیچ نیروی چرخشی را در نظر نمی‌گیرد. مدل‌های R2 و R3 شامل جزء نیروی ناشی از پیچش خالص هم بودند. نتایج این مدل‌ها در ابتدا و انتهای نیم سیکل که در نبود سرعت انتقالی، نرخ پیچش هم داریم، مقادیر نیروی چرخشی دارند. به نظر می‌رسد این مدل‌ها برای محاسبه ضرایب نیروی حشرات با ساز و کارهای آیرودینامیکی کشف‌شده جدید که در فرکانس‌های بالا فعالیت می‌کنند و در ابتدا و انتهای نیم

- Aerodynamics”, Cambridge University Press, New York, United States, 2013.
15. Ansari, S., Żbikowski, R. and Knowles, K. “Aerodynamic Modelling of Insect-Like Flapping Flight for Micro Air Vehicles”, *Prog. Aerosp. Sci.*, Vol. 42, no. 2, pp. 129-172, 2006.
 16. Ellington, C. P. “The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. IV. Aerodynamic Mechanisms”, *Philos. Trans. R. Soc. B*, Vol. 305, no. 1122, pp. 79-113, 1984.
 17. Whitney, J. P. and Wood, R. J. “Aeromechanics of Passive Rotation in Flapping Flight”, *J. Fluid Mech.*, Vol. 660, pp. 197-220, 2010.
 18. Han, J. S., Kim, J. K., Chang, J. W. and Han, J. H. “An Improved Quasi-Steady Aerodynamic Model for Insect Wings that Considers Movement of the Center of Pressure”, *Bioinspir Biomim*, Vol. 10, no. 4, p. 046014, 2015.
 19. Van Veen, W. G., Van Leeuwen, J. L. and Muijres, F. T. “A Chordwise Offset of the Wing-Pitch Axis Enhances Rotational Aerodynamic Forces on Insect Wings: a Numerical Study”, *J. R. Soc. Interface*, Vol. 16, no. 155, p. 20190118, 2019.
 20. Zaree, A. H. and Javareshkian, M. H. “Investigation of Induced Velocity and Lift Sensitivity Analysis in Blade Element Theory for Simulation of Flapping Wing in Hovering Flight”, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 15, no. 10, pp. 212-224, 2015, (in Persian).
 21. Birch, J. M. and Dickinson, M. H. “Spanwise Flow and the Attachment of the Leading-Edge Vortex on Insect wings”, *Nature*, Vol. 412, no. 6848, p. 729, 2001.
 22. Lua, K., Lee, Y., Lim, T. and Yeo, K. “Wing-Wake Interaction of Three-Dimensional Flapping Wings”, *AIAA J.*, Vol. 55, no. 3, pp. 729-739, 2016.
 23. Nabawy, M. R. A. and Crowther, W. J. “On the Quasi-Steady Aerodynamics of Normal Hovering Flight Part II: Model Implementation and Evaluation”, *J R Soc Interface*, Vol. 11, no. 94, p. 20131197, 2014.
 24. Munk, M. M. “Note on the Air Forces on a Wing Caused by Pitching”, *NACA: Technical note 191*, National Advisory Committee for Aeronautics, Unites States, 1925.
 25. Glauert, H. “The Force and Moment on an Oscillating Aerofoil”, *Rep. Mem. Aeronaut. Res. Comm.*, no. 1561, Great Britain, 1929.
 26. Theodorsen, T. “General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter”, *NACA, Technical Report*, no. 496, pp. 413-433, 1934.
 3. Mazaheri, K. and 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.
 4. Lee, Y. J., Lua, K. B., Lim, T. T. and Yeo, K. S. “A Quasi-Steady Aerodynamic Model for Flapping Flight with Improved Adaptability”, *Bioinspir Biomim*, Vol. 11, no. 3, p. 036005, 2016.
 5. Sun, M. and Tang, J., “Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion”, *J. Exp. Biol*, Vol. 205, no. 1, pp. 55-70, 2002.
 6. Bakhshaei, K., Moradi Maryamnegari, H., Salavati Dezfouli, S., Khoshnood, A. M. and Fathali, M. “Multi-physics Simulation of an Insect with Flapping Wings”, *Proc. Inst. Mech. Eng. G. J. Aerosp. Eng.*, p. 0954410020972581, 2020.
 7. Ellington, C. P. “The Aerodynamics of Hovering Insect Flight. I. The Quasi-Steady Analysis”, *Philos. Trans. R. Soc. B*, Vol. 305, no. 1122, pp. 1-15, 1984.
 8. Sane, S. P. and Dickinson, M. H. “The Aerodynamic Effects of Wing Rotation and a Revised Quasi-Steady Model of Flapping Flight”, *J. Exp. Biol*, Vol. 205, no. 8, pp. 1087-1096, 2002.
 9. Truong, Q. T., Nguyen, Q. V., Truong, V. T., Park, H. C., Byun, D. Y. and Goo, N. S. “A Modified Blade Element Theory for Estimation of Forces Generated by a Beetle-Mimicking Flapping Wing System”, *Bioinspir Biomim*, Vol. 6, no. 3, p. 036008 2011.
 10. Wang Q., Goosen J. and van Keulen, F. “A Predictive Quasi-Steady Model of Aerodynamic Loads on Flapping Wings”, *J. Fluid Mech.*, Vol. 800, pp. 688-719, 2016.
 11. Sane, S. P. “The Aerodynamics of Insect Flight”, *J. Exp. Biol*, Vol. 206, no. 23, pp. 4191-4208, 2003.
 12. Phan, H. V. and Park, H. C. “Insect-inspired, Tailless, Hover-Capable Flapping-Wing Robots: Recent Progress, Challenges, and Future Directions”, *Prog. Aerosp. Sci.*, p. 100573, 2019.
 13. Kramer, V. M. “Die Zunahme des Maximalauftriebes von Tragflugeln bei Plotzlicher Anstellwinkervergrosserung (boeneffekt)”, *Z. Flugtech. Motorluftschiff*, Vol. 23, pp. 185-189, 1932.
 14. Shyy, W., Aono, H., Kang, C.-k. and Liu, H. “An Introduction to Flapping Wing

27. Fung, Y. C. "An introduction to the theory of aeroelasticity", Courier Dover Publications, New York, United States, 1969.
28. Andersen, A., Pesavento, U. and Wang, Z. J. "Unsteady Aerodynamics of Fluttering and Tumbling Plates", J. Fluid Mech., Vol. 541, pp. 65-90, 2005.
29. Nakata, T., Liu, H. and Bomphrey, R. J. "A CFD-Informed Quasi-Steady Model of Flapping-Wing Aerodynamics", J. Fluid Mech., Vol. 783, pp. 323-343, 2015.
30. Bomphrey, R. J., Nakata, T., Phillips, N. and Walker, S. M. "Smart Wing Rotation and Trailing-Edge Vortices Enable High Frequency Mosquito Flight", Nature, Vol. 544, no. 7648, pp. 92-95, 2017.