

به نام خداوند بخشنده و مهربان

متن تحقیق درس سمینار کارشناسی ارشد

استاد سمینار دکتر پرهیزگار

استاد راهنما دکتر نادری

نام دانشجو امیر یعقوبی ماشیمیانی

موضوع سمینار آشنایی با آیرودینامیک بالزن ها

بهار و تابستان 1401

لیست مطالب این تحقیق

صفحه	عنوان
3	لیست شکل های به کار رفته
4	نامگذاری ها
6	خلاصه و هدف مطلب
8	معرفی
10	فیزیک تولید تراست در حرکت خالص پلانج
19	ایرفویل ها و بال های سینگل فلپ در پرواز کروز
26	پرواز هاورینگ یا شناور یا سقوطی
30	رخدادهای بال / ورتکس در پرواز رو به جلو و پرواز هاورینگ
38	جمع بندی
40	منابع

لیست شکل های به کار گرفته شده در این مطلب :

شکل 1: اولین نظریه در توصیف نیروی محرکه از بال زدن، نالر و بتز

شکل 2: انتقال از حالت عادی به خیابان گردابه کارمان معکوس با افزایش کاچ

شکل 3: مقایسه پیش بینی و مقدار اندازه گیری شده سرعت یک بالزن در پایین دست جریان در کاچ برابر با شش دهم

شکل 4: تولید نیروی تراست و کارایی پیش بینی شده به عنوان تابعی از فرکانس و دامنه

شکل 5: مقدار اندازه گیری شده (فریم بالایی) و خیابان های گردابه ی ناویر-استوکس آرام و متلاطم (فریم دوم و سوم) و روش پائل ناپایدار (فریم پایین)

شکل 6: مقایسه ریزش گردابه نامتقارن بین پیش بینی کد پائل (فریم بالا) و تجسم جریان (فریم پایین)

شکل 7: تقسیم جریان متصل و جدا شده در صفحه کاچ

شکل 8: راندمان پیشرانه پلانجینگ خالص در دامنه ها و فرکانس های مختلف

شکل 9: خطوط گردابه ی، فرو رفت خالص

شکل 10: میانگین ضریب تولید نیروی تراست تولید شده توسط فرورفتن خالص در دامنه ها و فرکانس های مختلف

شکل 11: خطوط گردابه ی، فرو رفت خالص

شکل 12: ضریب تولید نیروی تراست اندازه گیری و پیش بینی شده برای ایرفویل های شیب دار یا همان پیچینگ

شکل 13: عملکرد پیش بینی شده برای حرکت ترکیبی پیچینگ و پلانجینگ

شکل 14: پیش بینی ضریب تولید نیروی تراست به عنوان تابعی از دامنه پیچینگ دلتا تتا

شکل 15: مقایسه تولید نیروی تراست و کارایی پیش بینی شده و اندازه گیری شده

شکل 16: راندمان پیشرانه به عنوان تابعی از فرکانس و فاز

شکل 17: مدل تست پیشرانه تونسر و کایا در ابعاد میکرو پرنده

شکل 18 : گردابه ه پشت یک بالزن با دهانه محدود

شکل 19 : کانتور گردابه ه با کانتور سرعت در زاویه آلفای 30 درجه مختصات ایکس یرایر با 2 سی و رینولدز 1000 و محور چرخش سی دوم در استروک هفتم

شکل 20 : مقایسه نتایج تجربی و عددی

شکل 21 : مقایسه بین میدانهای گردابه ی اندازه گیری شده و محاسبه شده

شکل 22 : شماتیک های ایرفویل تک و چندگانه

شکل 23 : شماتیک آزمایش ایرفویل الاستیک مداوم و پشت سر هم بالزن

شکل 24 : تاریخچه زمانی نوسانات پیچینگ کنترل و بال های آزاد

شکل 25 : شماتیک مکانیزم فلاپ دوباله

شکل 26 : تولید نیروی تراست پیش بینی شده و اندازه گیری شده

شکل 27 : میکرو پرنده با کنترل رادیویی و مکانیزم فلپینگ بال

نامگذاری ها

A = عرض ویک

a = دامنه غوطه ور شدن یا پلانجینگ

b = طول

C = کورد

C_p = ضریب توان

C_t = ضریب تولید نیروی تراست

F = فرکانس فلپینگ

h = دامنه پلانج بی بعد

k = فرکانس کاسته

L = لیفت

N = بردار نیروی عادی

P = توان

q = فشار دینامیکی

Sr = عدد استروهل

T = تراست

U = سرعت یا ولوسیتی

X, y = مختصات کارتیزین

Alpha = زاویه حمله

Etha = راندمان پیشران

Tetha = زاویه استروک پشتی شکمی

$$\rho$$
$$(\dot{\cdot})_{\text{eff}}$$
$$(\dot{\cdot})_{\infty}$$

به ترتیب برابر با چگالی و مقدار موثر و مقدار جریان آزاد

در تمام این مطلب حرکت گام همان ترجمه فارسی حرکت پیچینگ است.

و حرکت پلانجینگ در بعضی از پاراگراف ها با عنوان حرکت فرورفتگی یا فرو رفتن ترجمه شده است.

هدف از این مقاله بررسی تحولات روز در درک و پیش بینی آیرودینامیک بالزن ها است. برای این منظور، چندین پیکربندی بال زدن در نظر گرفته شده است. ابتدا موضوع تک بالزن با تاکید بر وابستگی به نیروی تراست و لیفت و راندمان پیشران با توجه به حالت بال زدن که خود به وسیله دامنه و فرکانس و شکل بال مورد بررسی قرار می گیرد. دوم به بررسی پرواز هاورینگ یا معلق برای تک بال زن ها پرداختیم . سوم، پدیده های آیرودینامیکی و مزایای حاصل از فعل و انفعالات بال زدن بر روی بال های پشت سر هم یا پیکربندی های دوبال مورد بحث قرار می گیرند. چنین فعل و انفعالاتی در سنجاکک یا میکرو بالزن های تازه توسعه یافته توسط بشر رخ می دهند . راه حل های در دسترس حال حاضر در جریان دو بعدی و سه بعدی غیر لزج و چسبناک مورد بررسی قرار گرفته است و نشان داده شده است که نتایج به شدت به فرکانس فلاپ، دامنه و عدد رینولدز وابسته هستند. این یافته ها با مقایسه با داده های تجربی موجود اثبات می شوند.

پرندهگان، حشرات، ماهی ها و پستانداران، مانند نهنگ ها و دلفین ها، میلیون ها سال است که تکامل یافته اند و از سیستم های بالزن برای تولید تولید نیروی تراست و لیفت استفاده می کنند. بنابراین درک آئرو/هیدرودینامیک زیربنایی آنها به خودی خود از اهمیت اساسی برخوردار است. اخیراً، توسعه وسایل نقلیه هوایی میکرو توجه بیشتری را به این موضوع برانگیخته است. آژانس پروژه های تحقیقاتی پیشرفته دفاعی ، میکرو پرنده ها را به عنوان وسایل نقلیه پرنده ای که ابعادی بزرگتر از 15 سانتی متر ندارند تعریف نموده است . میکرو پرنده ها یا نانو پرنده های آینده ممکن است به کوچکی حشرات معمولی باشند.

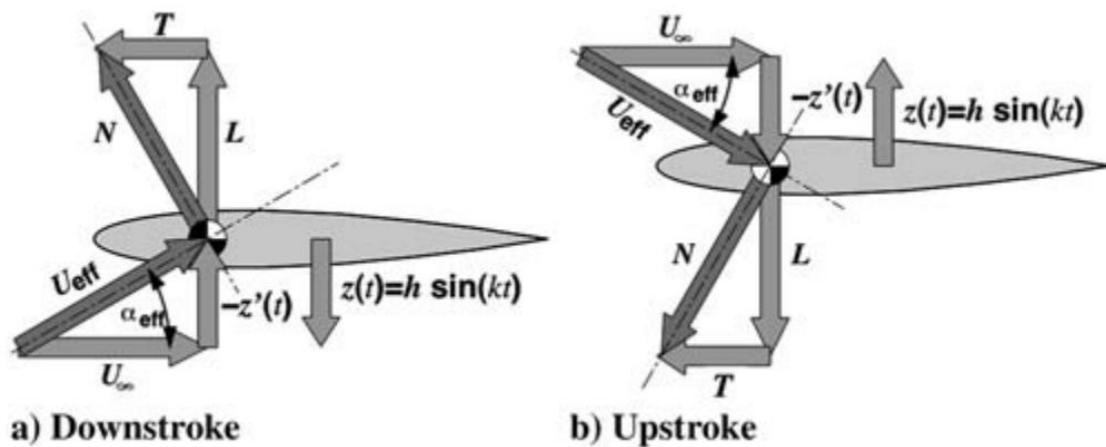
بنابراین نیاز فزاینده ای به درک مکانیسم های بال زدن در طبیعت و اتخاذ یا اصلاح آن ها برای طراحی وسایل نقلیه بالزن وجود دارد. برای این منظور، لازم است دانش آیرودینامیکی و ابزارهای پیش بینی مورد نیاز برای انتخاب مکانیسم بال زدن برای اهداف مأموریتی ، به طراح وسیله نقلیه ارائه شود.

اخیراً تعدادی بررسی در مورد جنبه های مختلف بال زدن و پیشرانه فویل بیومیمتیک انجام شده است. بررسی کامل آیرودینامیک بال پرندهگان و حشرات از حوصله این مقاله خارج است. در عوض، هدف ما مرور دانش فعلی فیزیک تولید تولید نیروی تراست و نیروی لیفت با استفاده از بال زدن و ارائه روش ها و نتایج تحلیلی است که در حال حاضر برای تعیین ویژگی های آیرودینامیکی ایرفویل ها یا بال های تک بالزن در کروز یا پرواز هاورینگ در دسترس هستند و همچنین مزایایی که می توان با نوسان پشت سر هم دوبال ایرفویل یا ترکیب بال به دست

آورد. ما خود را به بحث در مورد آیرودینامیک ایجاد شده توسط حرکات پیچ و پلانج بال های با دهانه محدود یا ترکیب ایرفویل/بال در پرواز رو به جلو یا حرکت عقب و جلو آنها با چرخش سریع در انتهای خط دامنه بال زدن آن ها در پرواز معلق محدود میکنیم و برای راحتی هر یک از این حرکات از اصطلاح فلاپینگ استفاده می کنیم.

پارامترهای شباهت بحرانی برای توصیف جریان های نوسانی (یعنی عدد استروهال و فرکانس کاهش یافته)، اثر نالر بتز که منجر به تولید نیروی تراست از بال های نوسانی می شود، و روش های تحلیل مختلف ابتدا به طور خلاصه شرح داده شده اند. عدد رینولدز نیز یک پارامتر حیاتی است که بر پرواز بال زدن تاثیر می گذارد. به عنوان مثال، در طبیعت، راهبرد بال زدن که در رینولدز بالاتر توسط پرندگان استفاده می شود، بسیار متفاوت از راهبردیست که اکثر حشرات در رینولدز پایین تر استفاده می کنند، که در آن جداسازی لبه ی حمله بسیار رایج است. اگرچه ما مستقیماً به این استراتژی ها نمی پردازیم، اثرات عدد رینولدز مربوط به جداسازی لبه ی حمله، ریزش گردابه ه و عملکرد آیرودینامیکی همانطور که توسط حل کننده های غیر لزج و چسبناک محاسبه می شود، در تمام بخش های بعدی مورد بحث قرار می گیرند. در بخش دوم، فیزیک تولید نیروی تراست و راندمان پیشرانه ایرفویل غوطه ور (دارای حرکت پلانج) خالص با استفاده از جریان غیر لزج (هر دو روش جریان پتانسیل خطی و پانل) و معادلات حل ناویر-استوکس که با داده های تجربی تکمیل شده است مورد بررسی قرار می گیرد.

در بخش سوم تجزیه و تحلیل های به دست آمده را برای ایرفویل های تک فلاپ که دارای حرکت پیچ و پلانج هستند را با بال های الاستیک و در فضای سه بعدی مورد تشریح قرار میدهم. در بخش چهارم الگوریتم پرواز هاورینگ را با اتکا به داده های تحلیلی و محاسباتی و تجربه مورد بررسی قرار می دهیم.



شکل 1: اولین نظریه در توصیف نیروی محرکه از بال زدن، نالر و بتز

در بخش پنج فعل و انفعالات در پرواز هاورینگ رو به جلو در بخش بال و گردابه ه مورد بررسی قرار گرفته و این فعل و انفعالات برای یک میکرو پرنده تشریح و توسعه داده میشود و نهایتاً در بخش آخر خلاصه ای از آخرین فن آوری های آیرودینامیک بال زدن و چالش های تحقیقات پیش رو مورد بحث است.

نالر و بتش اولین اشخاصی بودند که زاویه حمله موثر یک بالزن را مشاهده کردند به طوری که نتیجه گرفتند این حرکت باعث ایجاد نیروی آیرودینامیکی میشود که تجزیه آن نیروهای تراست و لیفت را تولید میکند. این در شکل 1 نشان داده شده است به طوری که بال در حین حرکت رو به پایین و بالا نشان داده می شود. مولفه تولید نیروی تراست مثبت در طول هر دو ضربه ایجاد می شود، که در نتیجه تکان دادن بال، تولید نیروی تراست مثبت در متوسط زمانی ایجاد می کند. کاتزمایر اولین تأیید آزمایشی اثر نالر بتز را زمانی ارائه کرد که یک بال ثابت را در جریان باد در حال نوسان سینوسی قرار داد و تولید نیروی تراست متوسط را اندازه گرفت. تیلور به همراه همکاران تولید نیروی تراست فرکانس ها و دامنه های بال زدن 42 گونه از پرندگان، خفاش ها و حشرات را در پرواز کروز تجزیه و تحلیل کرد و دریافت که این حیوانات پرنده در محدوده باریکی از عدد استروهال بین 0.2 تا 0.4 عمل می کنند که در آن عدد استروهال به صورت زیر تعریف شده است.

$$Sr = fA/U_{\infty} \quad (1)$$

اف در فرمول بالا فرکانس بال زدن بر مبنای هرتز است.

ای گستره ویک ایجاد شده است

یو سرعت پرواز است. در بال زدن ای معمولاً به عنوان طولی که تا نوک بال درهنگام بال زدن خروجی میشود در نظر گرفته شده است. تیلور و همکاران تولید نیروی تراست ای را به صورت

$$B \cdot \sin(\theta/2)$$

تعریف کردند که تتا زاویه استروک پشتی شکمی و بی دهانه بال از نوک به نوک است.

تجزیه و تحلیل آنها نشان می دهد که عدد استروهال بدون بعد یک پارامتر شباهت مفید است که به نظر می رسد عملکرد پروازی بسیاری از حیوانات پرنده را در اندازه های مختلف از حشرات کوچک گرفته تا آلباتروس ها و ترنجبین ها مشخص کند. اهمیت آن قبلاً توسط بیرنباوم تشخیص داده شده بود که اولین تحلیل جریان تراکم ناپذیر از ایرفویل های نوسانی را با استفاده از تئوری جریان پتانسیل خطی شده انجام داد. او این پارامتر را فرکانس کاهش یافته نامید.

تقریباً در همان زمان، بیرن‌نام تشخیص داد که مدل نالر بتز بخش مهمی از فیزیک جریان ذاتی بال زدن ایرفویل، یعنی ریختن گردابه‌های شروع از لبه ایرفویل را حذف می‌کند. او نشان داد که این پارامتر توسط نسبت دو سرعت مشخصه یا طول مشخصه کنترل می‌شود که او را به معرفی یک پارامتر شباهت کا که معمولاً به عنوان فرکانس کاهش یافته نامیده می‌شود، هدایت کرد که به صورت زیر تعریف می‌گردد

$$k = 2\pi f c / U_{\infty} \quad (2)$$

که در آن اف فرکانس بال زدن

سی به عنوان کورد ایرفویل و یو به عنوان سرعت پرواز تعریف میشود. حاصل ضرب اف سی اندازه‌گیری سرعت بال زدن است و از این رو کی معیاری از سرعت بال زدن نسبت به سرعت پرواز است.

تفسیر دیگری از فرکانس کاهش یافته این است که آن را به عنوان نسبت دو طول مشخصه، یعنی وتر ایرفویل و طول موج گردابه‌های ریزش داده شده توسط تقسیم سرعت پرواز بر حاصلضرب 2 پی در فرکانس بال زدن تعریف کنیم.

طول مشخصه دیگر دامنه بال زدن است. با استفاده از دامنه پلانجینگ بی بعد. اچ برابر با تقسیم ای بر کورد،

رابطه بین حاصل ضرب کا در اچ و عدد استروهال را می‌توان به صورت نوشتاری زیر بیان نمود

$$kh = 2\pi(a/A)Sr \quad (3)$$

لازم به ذکر است که این معادله یک حرکت فرورفتگی (پلانج) خالص را به یک حرکت فلاپی عمومی مرتبط می‌کند. برای یک حرکت پلانجینگ خالص که در طول دهانه بال به صورت یکنواخت است نسبت ای کوچک به بزرگ برابر یک دوم است زیرا طول و یک برابر با 2 در ای کوچک است.

با این حال برای یک حرکت فلیپینگ بر اساس الگوی پرواز حشرات و پرندگان طول جاروب شده توسط یک بال تقریباً نصف طول کشیده شده توسط نوک بال خواهد بود بنابراین نسبت ای کوچک به بزرگ برابر با 0.25 است.

از این رو یافته تیلور از محدوده اعداد استروهال در 0.2 تا 0.4 معادل محدوده حاصلضرب کا در اچ در بازه 0.3 تا 0.6 برای یک حرکت شیبدار یا پیچینگ خالص است.

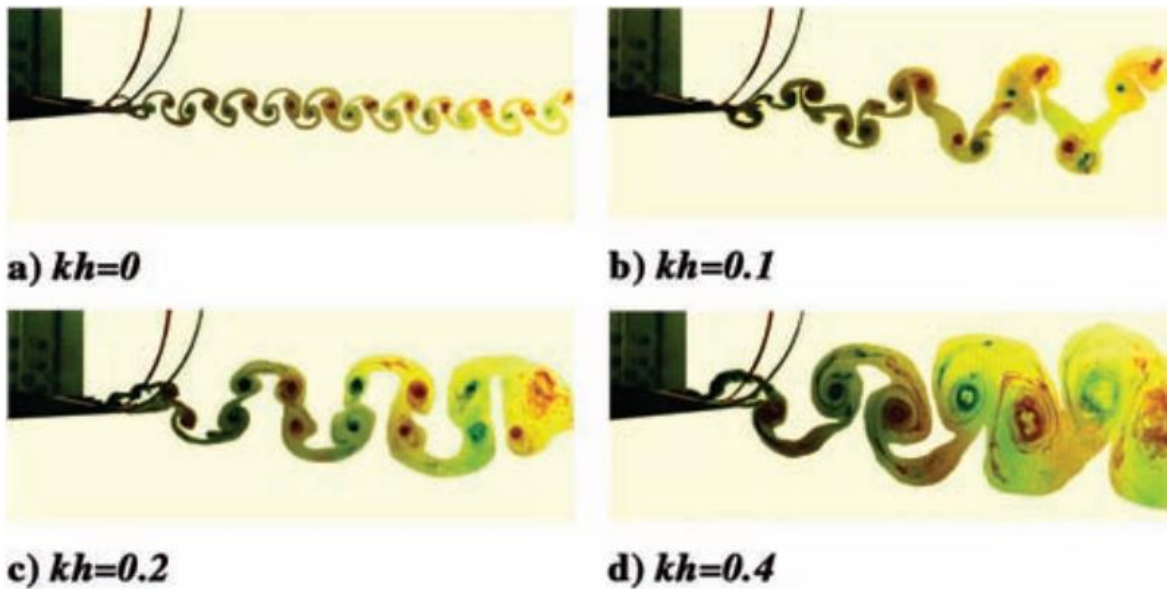
تفسیر دیگری از مقدار کا در اچ یا عدد استرومال این است که به یاد داشته باشید که آنها زاویه حمله ناشی از حرکت بال زدن را نشان می دهند به طوری که زاویه حمله موثر برابر است با آرک تانژانت کا در اچ در هزارو نهصد و سی و پنج فون کارمان و برگرز اولین توضیح را در مورد تولید درگ یا تولید نیروی تراست بر اساس مکان مشاهده شده و جهت گردابه ه ای پی ارائه کردند. تقریباً در همان زمان، تئودورسن به راه حلی برای جریان پتانسیل تراکم ناپذیر از ایرفویل های نوسانی دست یافت که برای محدوده فرکانس کامل کاهش یافته معتبر است. این به گاریک اجازه داد تا از این رویکرد برای پیش بینی نیروی تولید تراست و راندمان پیشرانه ایرفویل هایی که به طور هماهنگ فرو می روند یا پایین می آیند، استفاده کند. همانطور که در تحلیل بیرنهام، فرض تئوری اغتشاش کوچک باید مطرح می شد، در نتیجه تجزیه و تحلیل را به صفحات مسطح که با دامنه کوچک در نوسان هستند محدود می کرد. این محدودیت را می توان با در دسترس بودن رایانه های پرسرعت از بین برد، و این امکان را فراهم می آورد که تأثیرات شکل و دامنه ایرفویل را در نظر بگیریم در حالی که در این حالت فرض جریان پتانسیل را حفظ می شود. چنین رویکردهایی مبتنی بر توزیع منابع و گردابه ه ها در امتداد سطح ایرفویل هستند و در حال حاضر به طور کلی به عنوان روش های پانل شناخته می شوند. نتایج نشان داده شده در مقاله حاضر بر اساس کد پانل توسعه یافته تنگ است، مگر اینکه خلاف آن بیان شود. در نهایت طی بیست سال گذشته، حذف فرض جریان غیر لزج و دستیابی به راه حل های جریان بر اساس معادلات ناویر استوکس که در آن، برای جریان آشفته، مفهوم میانگین گیری رینولدز در ترکیب با مدل آشفتگی مناسب استفاده می شود، امکان پذیر شد. این سه رویکرد اساسی، یعنی راه حل های خطی، پانل و ناویر استوکس، با جزئیات بیشتر توسط سبچی و همکاران توضیح داده شده اند. ما از آنها برای بحث در مورد ویژگی های آیرودینامیکی بال زدن استفاده می کنیم. تضاد نتایج هر سه روش اجازه می دهد تا جنبه های مختلف فیزیک جریان به طور دقیق مورد بررسی قرار گیرد.

بخش دوم: فیزیک تولید تراست در حرکت پلانج خالص

برای اولین درک از فیزیک تولید تراست، مشاهده تغییرات در ریزش گردابه از یک ایرفویل که در حالت پلانجینگ خالص در حال نوسان است، آموزنده است. در شکل 2 الف، خیابان گردابه معروف کارمان از یک ایرفویل ثابت ناکا در جریان آب دو دهم متر در عدد رینولدز حدود هفده هزار قابل مشاهده است. همانطور

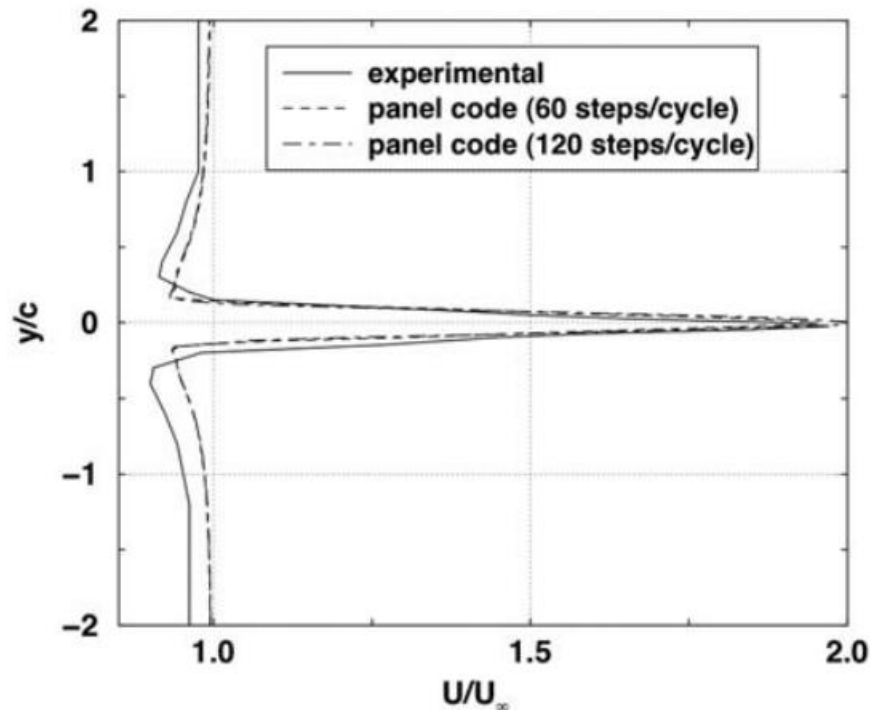
که ایرفویل با افزایش کاچ در شکل های 2ب و 2ث شروع به نوسان می کند، تا زمانی که در شکل 2د یک خیابان گردابه کارمان معکوس باشد، و یک گردابه ای در حال تغییر است. دیده می شود که این انتقال از طریق ریزش جفت های گردابه نشان داده شده در شکل 2 ب و ث رخ می دهد.

این نکته وجود دارد که کاچ برابر با حاصلضرب 2 پی در عدد استروهل است.



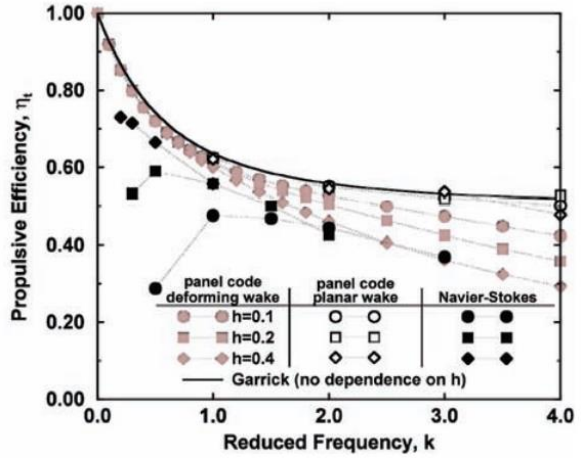
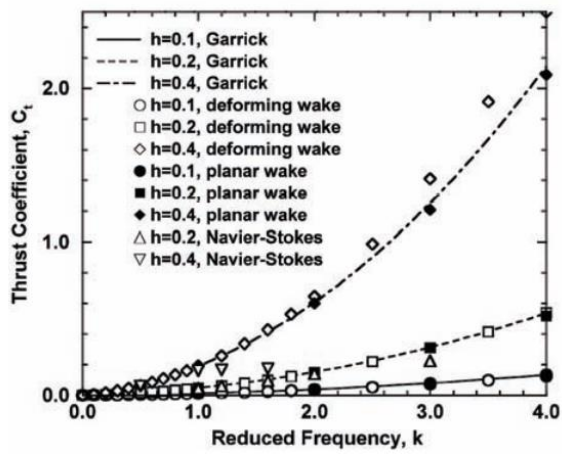
شکل 2: انتقال از حالت عادی به خیابان گردابه کارمان معکوس با افزایش کاچ

ردیف بالایی گردابه ها در خیابان گردابه کارمان معکوس دارای گردابه های خلاف جهت عقربه های ساعت است، در حالی که ردیف پایینی دارای گردابه هایی در جهت عقربه های ساعت است. بدیهی است که جریان بین این دو ردیف گردابه ای حباب می شود به طوری که توزیع سرعت متوسط زمان در صفحات عمود بر وتر ایرفویل مانند یک پروفیل جت است. بنابراین نوسان پلانجینگ یک جت ایجاد میشود و به عنوان واکنش، تولید نیروی تراست بر روی ایرفویل ایجاد می کند. جونز و همکاران مشخصات جت را با استفاده از سرعت سنج لیزری داپلر اندازه گیری کرد و اندازه گیری ها را با پیش بینی ها با استفاده از کد پانل فوق مقایسه کرد. نمونه ای از چنین اندازه گیری در شکل 3 نشان داده شده است. مشاهده می شود که پیش بینی پانل کد بسیار خوب است. بنابراین، کد پانل برای پیش بینی تولید نیروی تراست ایرفویل برای تعیین وابستگی آن به فرکانس و دامنه پلانجینگ استفاده شد. این محاسبات در شکل 4 همراه با پیش بینی های تئوری خطی گاریک و محاسبات ناویر-استوکس نشان داده شده است. با افزایش فرکانس و دامنه نوسان، تولید نیروی تراست افزایش می یابد. بازده نیروی محرکه که به عنوان نسبت تولید نیروی تراست ضربدر سرعت پرواز تقسیم بر توان مورد نیاز برای نوسان کردن ایرفویل تعریف می شود، یکسان است.

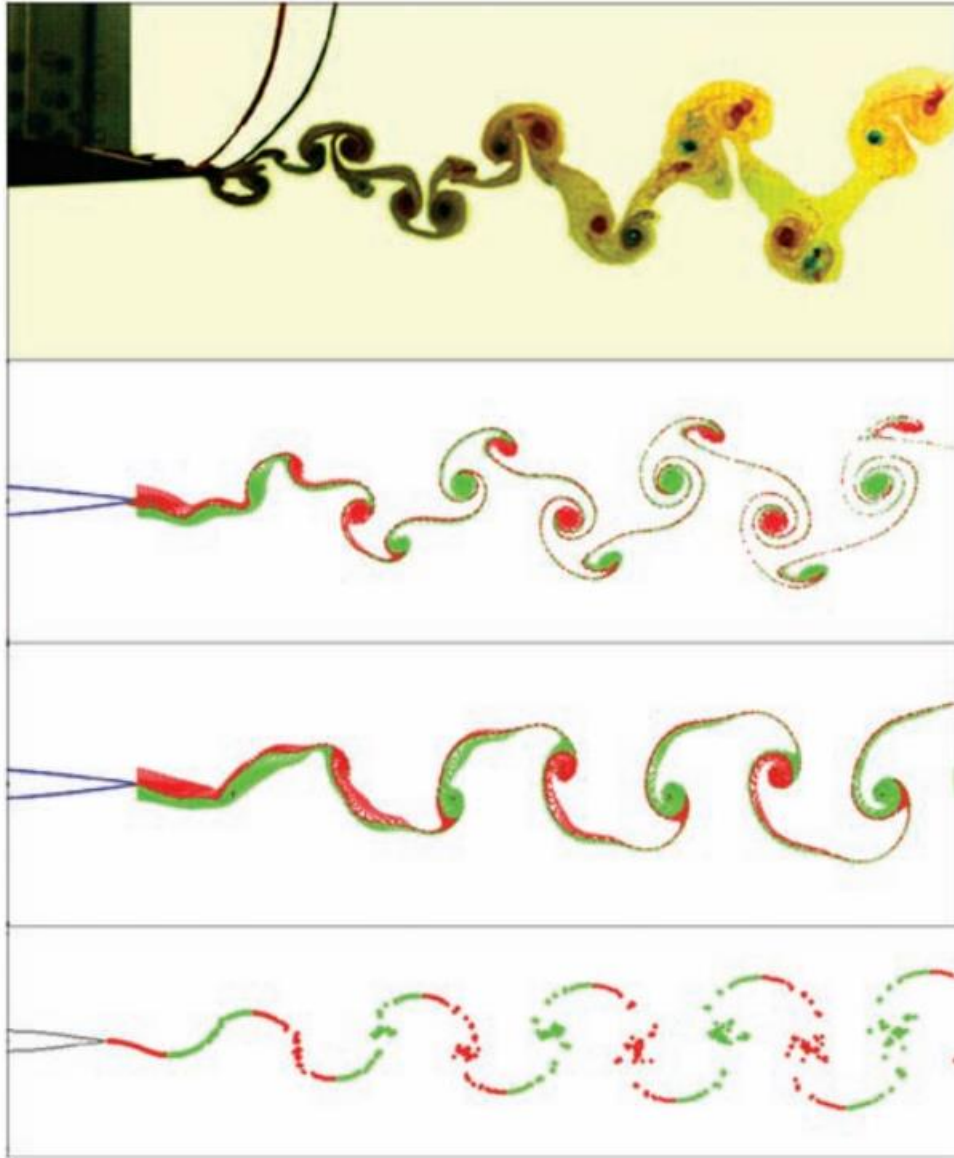


شکل 3: مقایسه پیش بینی و مقدار اندازه گیری شده سرعت یک بالزن در پایین دست جریان در کاچ برابر با شش دهم

ممکن است فرد به این نتیجه برسد که بال زدن با بال بسیار آهسته کارآمدتر است زیرا با نزدیک شدن فرکانس کاهش یافته به صفر، بازده به واحد نزدیک می شود. با این حال، از آنجایی که ضریب تولید نیروی تراست با فرکانس کاهش یافته به صفر می رسد، در یک جریان واقعی، کشش چسبناک و فشار به سرعت از نیروی تراست کوچک تولید شده سبقت می گیرد، همانطور که در نتایج ناپیر استوکس در شکل 4 مشاهده می شود. تحلیل های بیشتر ناپیر-استوکس از ایرفویل های در حال پلانجینگ هماهنگ توسط لوین و حاج حریری و یانگ انجام شد. توجه داشته باشید، نتایج کد پانل برای هر دو ویک مسطح و تغییر شکل دهنده نشان داده می شود که در آن ها مدل بی شکل مسطح دنباله نظریه خطی گاریک را تقلید می کند، و ویک تغییر شکل اجازه می دهد تا گردابه ریخته شده در طول زمان تکامل یابد. جالب است بدانید که مدل ویک مسطح عملاً با تئوری خطی یکسان است، اما راه حل های ویک تغییر شکل دهنده تولید نیروی تراست بالاتر اما راندمان پایین تر را پیش بینی می کنند.



شکل 4: تولید نیروی تراست و کارایی پیش بینی شده به عنوان تابعی از فرکانس و دامنه

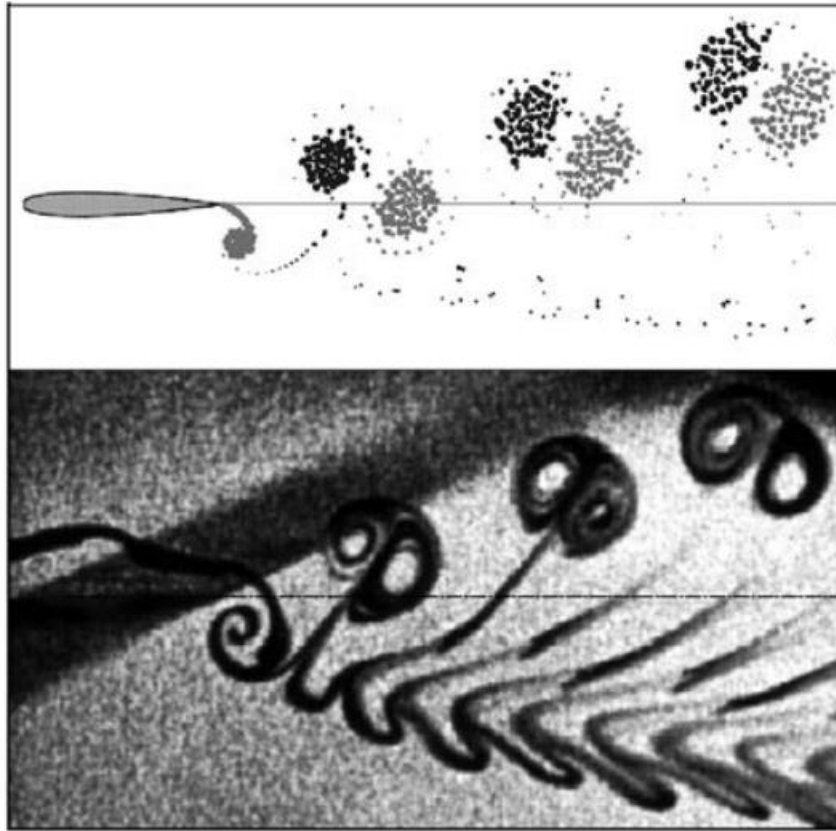


شکل 5 : مقدار اندازه‌گیری شده (فریم بالایی) و خیابان‌های گردابه‌ی ناویر-استوکس آرام و متلاطم (فریم دوم و سوم) و روش پانل ناپایدار (فریم پایین)

$$K=0.8, h=0.0125$$

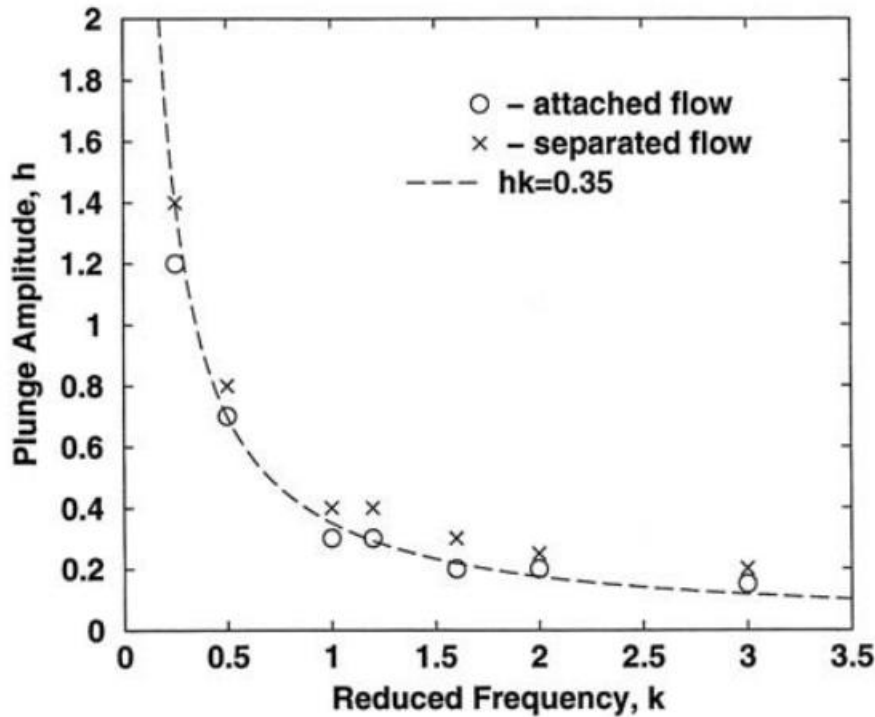
نگاهی دیگر به شکل 2 نشان می‌دهد که تولید تولید نیروی تراست تنها پس از فراتر رفتن مقدار معینی از کا اچ رخ می‌دهد، زیرا انتقال از خیابان گردابه کارمان تولیدکننده پسا از ایرفویل غیر نوسانی نشان داده شده در شکل 2الف به خیابان گردابه معکوس کارمان تولید نیروی تراست از طریق ریزش جفت‌های گردابه در شکل 2ب رخ می‌دهد. همانطور که توسط یانگ نشان داده شده است، ریزش جفت گردابه نیاز به تحلیل ناویر-استوکس دارد. او یک ایرفویل ناکا را که به طور هماهنگ در حال پلانجینگ بود در جریان کم سرعت در رینولدز بیست هزار

تجزیه و تحلیل کرد. یانگ و لای خاطر نشان کردند که ریزش جفت گردابه مشاهده شده توسط لای و پلاتزر (شکل 2ب) ناشی از تعامل بین ریزش طبیعی بدنه از نوع بلوف از لبه عقب و حرکت ایرفویل است. آنها نشان دادند که یک ناحیه قفل گردابه ای در صفحه کا-اچ وجود دارد که این برهمکنش می تواند در آن رخ دهد.



شکل 6: مقایسه ریزش گردابه نامتقارن بین پیش‌بینی کد پانل (فریم بالا) و تجسم جریان (فریم پایین)

$$Kh=1.5$$

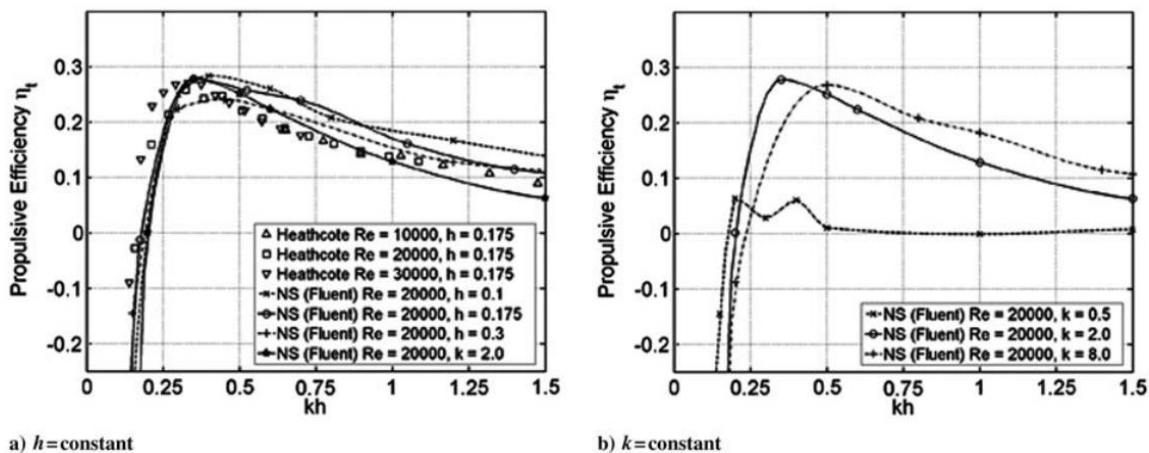


شکل 7: تقسیم جریان متصل و جدا شده در صفحه کا اچ

آنها نشان دادند که رفتار جریان جدا شده در و نزدیک لبه دنباله‌دار در این منطقه بسیار مهم است که بنابراین، تنها با تجزیه و تحلیل جریان ویسکوز قابل پیش‌بینی است. در واقع، همانطور که در شکل 5 مشاهده می‌شود، آنها قادر به بازتولید الگوهای گردابه ای نشان داده شده در شکل 2 بودند. هر دو محاسبات آرام و آشفته (مدل بالدوین-لومکس) در اینجا نشان داده شده است. مدل تلاطم باعث کاهش وسعت ناحیه جداسازی در نزدیکی لبه دنباله شد و قدرت ریزش بدنه از نوع بلاف را کاهش داد. یک محاسبه روش پانل ناپایدار از همان مورد که ناحیه جداسازی لبه دنباله‌ای را حذف کرد، ساختار و یک چند گردابه ی در هر نیم چرخه را نیز کاملاً حذف کرد.

نوع دیگری از ریزش گردابه زمانی رخ می‌دهد که فرکانس کاهش یافته و دامنه پلانجینگ از مقادیر بحرانی خاصی افزایش می‌یابد. به نظر می‌رسد برات اولین کسی بود که ریزش گردابه های نامتقارن نشان داده شده در شکل 6 را مشاهده کرد، اما او هیچ نظری در مورد این ویک های گردابه ی منحرف نشده ارائه نکرد. در واقع، تا سال 1998 که جونز و همکاران آنها را با جزئیات بیشتری هم از نظر تجربی و هم از نظر محاسباتی مورد مطالعه قرار دادند، هرگز گزارش دیگری مشاهده نشد. آنها دریافتند که خیابان گردابه ی منحرف شده نشان داده شده در شکل 6 را می‌توان با کد پانل پیش‌بینی کرد، که نشان می‌دهد این نوع ریزش گردابه اساساً یک پدیده غیر لزج است. به نظر می‌رسد علت نزدیکی، گردابه های ریخته شده در مقادیر بالای کا اچ باشد. اما چون حاصلضرب دامنه و فرکانس کاهش یافته است که در این مورد فرکانس کاسته یک و نیم بود، بنابراین حداکثر

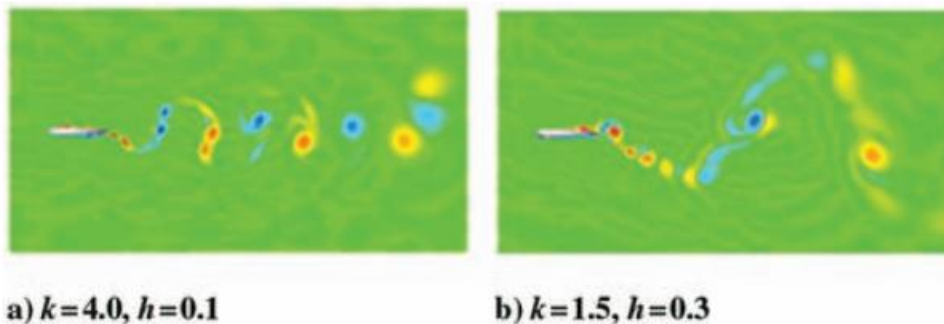
زاویه حمله القایی حدود 56 درجه به دست آمده است که بسیار بالاتر از حد استال دینامیکی برای ایرفویل است. واضح است که در این زاویه حمله القایی بالا باید ریزش گردابه اضافی از لبه جلویی وجود داشته باشد. از آنجایی که تجزیه و تحلیل جریان غیر لزج نمی تواند ریزش گردابه از لبه جلویی را پیش بینی کند، برای ارائه جزئیات جریان بیشتر به یک محاسبه جریان چسبناک نیاز است. تونسرو و همکاران تولید نیروی تراست محاسبات ناویر-استوکس را از ایرفویل ناکا که به صورت سینوسی فرو می رفت در جریانی با عدد ماخ 0.3 با عدد رینولدز یک میلیون انجام دادند. آنها دریافتند که شروع توقف در فرکانس کاسته 0.35 در دامنه وسیعی از دامنه و مقادیر فرکانس کاهش یافته، همانطور که در شکل 7 نشان داده شده است وجود دارد. راندمان پیشرانه به طور چشمگیری کاهش یافت. مقدار کاچ 0.35 مربوط به حداکثر زاویه حمله القایی حدود 19 درجه است. از این رو، از دست دادن تولید نیروی تراست و راندمان در شرایط جریان با استال دینامیکی کاملاً با انتظارات سازگار است. با این حال، محاسبات ناویر استوکس توسط یانگ و لای برای همان ایرفویل در جریان تراکم ناپذیر در محدوده اعداد رینولدز بین ده هزار تا سی هزار تفاوت های قابل توجهی را در مقایسه با رفتار عدد رینولدز بالا نشان می دهد.



شکل 8: راندمان پیشرانه پلانجینگ خالص در دامنه ها و فرکانس های مختلف

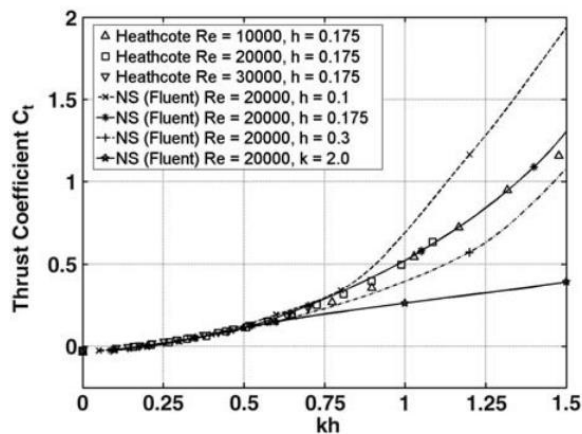
شکل 8 راندمان پیشرانه پیش بینی شده را به عنوان تابعی از کاچ برای سه دامنه بی بعد مختلف و برای سه فرکانس کاهش یافته مختلف نشان می دهد. همچنین مقایسه با مقادیر اندازه گیری شده هیتکوت و همکاران نشان داده شده است. مشاهده می شود که راندمان پیک در مقدار کاچ تقریباً 0.4 اتفاق می افتد، به جز در مورد کمترین فرکانس. این نشان می دهد که مرزی مشابه مرز استال پویا برای جریان عدد رینولدز بالا وجود دارد و فراتر از آن یک افت شدید در کارایی وجود دارد. با این حال، در اعداد رینولدز بین ده هزار تا سی هزار، مقدار کاچ 0.4 مربوط به حداکثر زاویه حمله القایی 22 درجه است، که بسیار بیشتر از زاویه استال ایستا در

این محدوده اعداد رینولدز است. در واقع، شکل‌های 9الف و 9ب ریزش گردابه‌ها از لبه جلویی را در مقدار کاچ برای بازدهی بهینه، هم برای نوسان با دامنه کم و هم برای نوسان با دامنه بالا در فرورفتگی نشان می‌دهند.

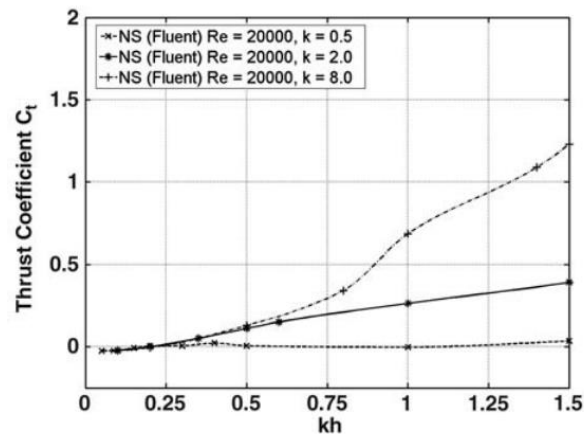


شکل 9: خطوط گردابه‌ی، فرو رفت خالص

گرچه گردابه‌های لبه جلویی برای تولید نیروی تراست در اعداد رینولدز بالا مضر هستند، اما اثر آنها در جریان‌های با عدد رینولدز پایین با افزایش قدرت گردابه‌های لبه عقب غلبه می‌کند به طوری که تولید نیروی تراست خالص افزایش می‌یابد. گردابه‌های لبه جلویی در شکل 10 به همراه مقادیر تولید نیروی تراست محاسبه شده به صورت توابعی با فرکانس و دامنه کاهش یافته ترسیم شده است. نتایج اعتبار سنجی خوب با مقادیر تجربی به پیش بینی ناویر استوکس اعتبار می‌بخشد. مشاهده می‌شود که تولید نیروی تراست با افزایش مقادیر کاچ علی‌رغم ریزش گردابه‌های لبه پیشرو قوی همچنان به افزایش خود ادامه می‌دهد. با این حال، تولید نیروی تراست بسیار کاهش یافته در فرکانس پایین برای یک مقدار مشخص کاچ (مانند 1.5) همانطور که در شکل 10ب نشان داده شده است به دلیل ریزش عظیم لبه‌های جلویی است که در شکل‌های 11الف و 11ب نشان داده شده است. اطلاعات تکمیلی در مورد نیروهای آیرودینامیکی ایجاد شده توسط ایرفویل ناکا در حال پلانجینگ توسط یانگ و لی منتشر شده است.



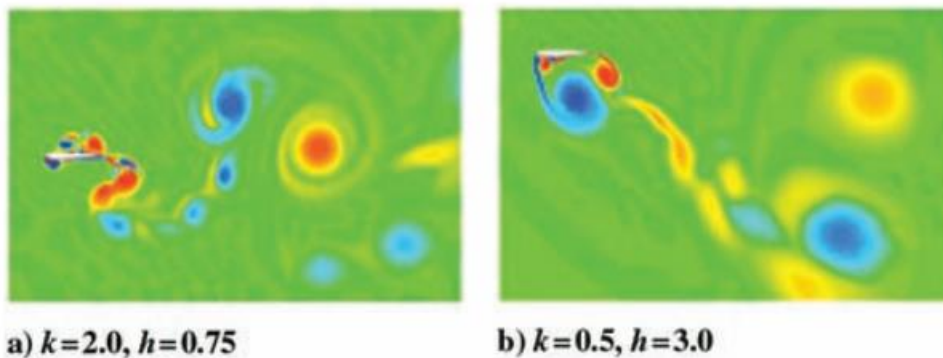
a) $h = \text{constant}$



b) $k = \text{constant}$

شکل 10 : میانگین ضریب تولید نیروی تراست تولید شده توسط فرورفتن خالص در دامنه ها و فرکانس های مختلف

این نتایج نشان می دهد که فیزیک تولید تولید نیروی تراست توسط یک ایرفویل در حالت پلانجینگ خالص به شدت به تعدادی از پارامترها وابسته است. در اعداد رینولدز بالا، تولید نیروی تراست کارآمد با ریزش گردابه های لبه دنباله دار به شکل خیابان گردابه معکوس کارمان که به محض رسیدن به عدد استروهال به اندازه کافی بزرگ شکل می گیرد، به دست می آید. حداکثر تولید نیروی تراست و راندمان بهینه در عملیات نزدیک مرز استال دینامیکی برای مقدار ثابت عدد استروهال رخ می دهد. از این رو، عدد استروهال پارامتر اصلی حاکم بر رفتار جریان در این رژیم است. با این حال، در اعداد رینولدز پایین، معمولا برای پرواز وسایل نقلیه هوایی میکرو، رفتار جریان بسیار پیچیده تر است زیرا تولید نیروی تراست کارآمد با ریزش از لبه های پیشرو و انتهایی حاصل می شود. اگرچه به نظر می رسد کارآمدترین شرایط پرواز دوباره برای یک عدد استروهال خاص رخ می دهد، تولید نیروی تراست و راندمان پیشرانه به فرکانس پلانجینگ مستقل از عدد استروهال به دلیل زمان تشکیل گردابه لبه جلویی، جداسازی و جابجایی روی سطح ایرفویل حساس هستند. نتایج یانگ و لای نشان می دهد که برای یک کا دراج معین (از این رو عدد استروهال) کارکردن در کا بالا و اچ پایین سودمندتر است تا در کا پایین و اچ بالا و این موضوع برای به حداقل رساندن اثر نامطلوب لبه جلو مطرح است. گردابه این یافته ها تا حد زیادی بر اساس محاسبات و آزمایشات فقط برای ایرفویل ناکا است.

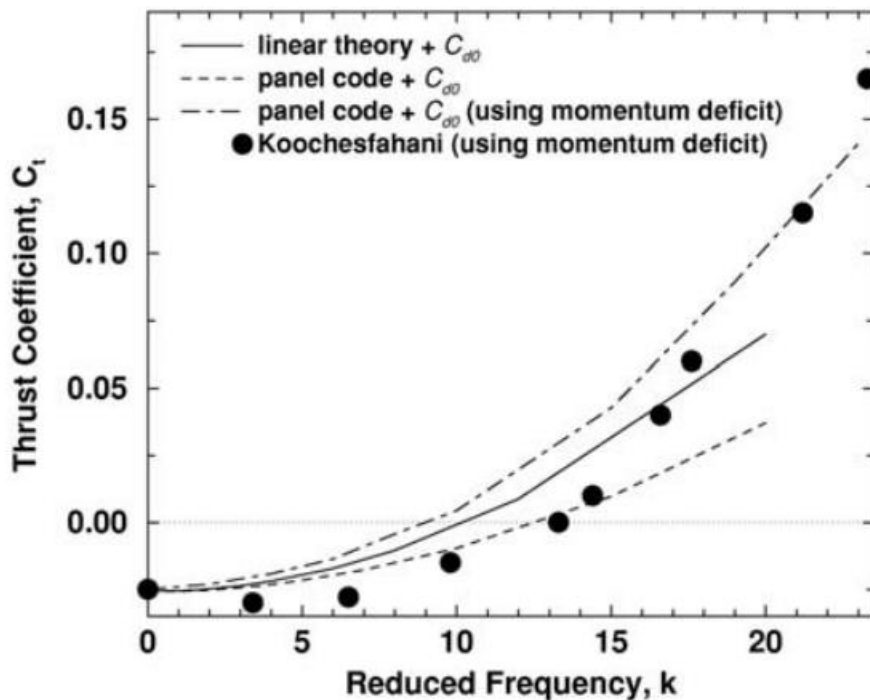


شکل 11 : خطوط گردابه ی، فرورفت خالص

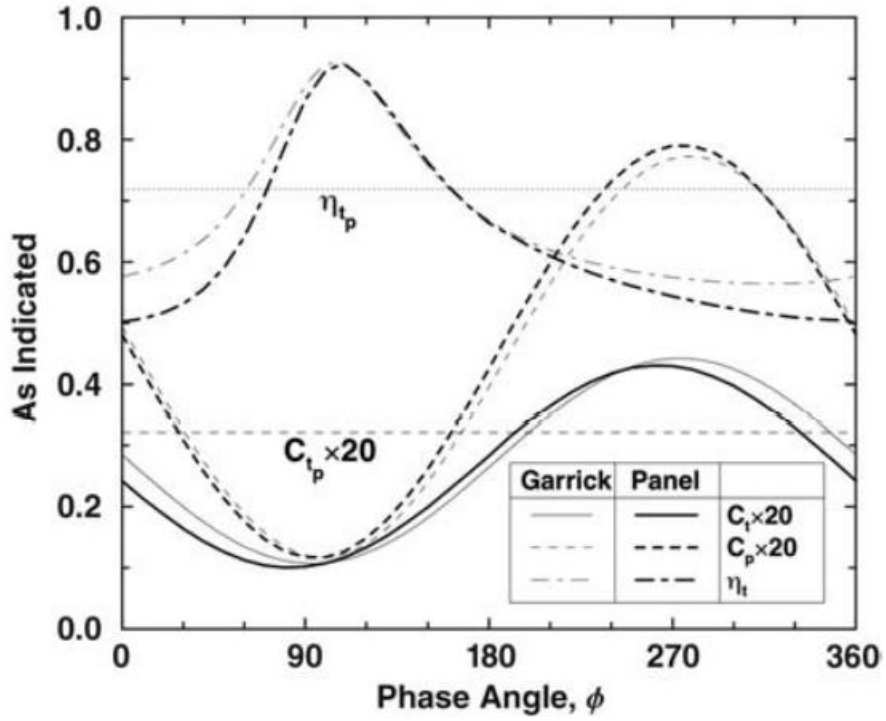
اخیراً، لوا و همکاران تولید نیروی تراست ساختار ویک ایجاد شده توسط یک ایرفویل بیضوی در حال پلانجینگ هماهنگ در جریان آب با رینولدز 1000 را بررسی کردند. آنها با استفاده از سرعت سنج تصویر ذرات دیجیتال، پنج ساختار ویک مختلف را شناسایی کردند که ناشی از برهمکنش های مختلف بین گردابه های ریخته شده از منتهی گرد و لبه انتهایی وابسته به فرکانس و دامنه است.

بخش سوم: ایرفویل ها و بال های سینگل فلیپ در پرواز کروز

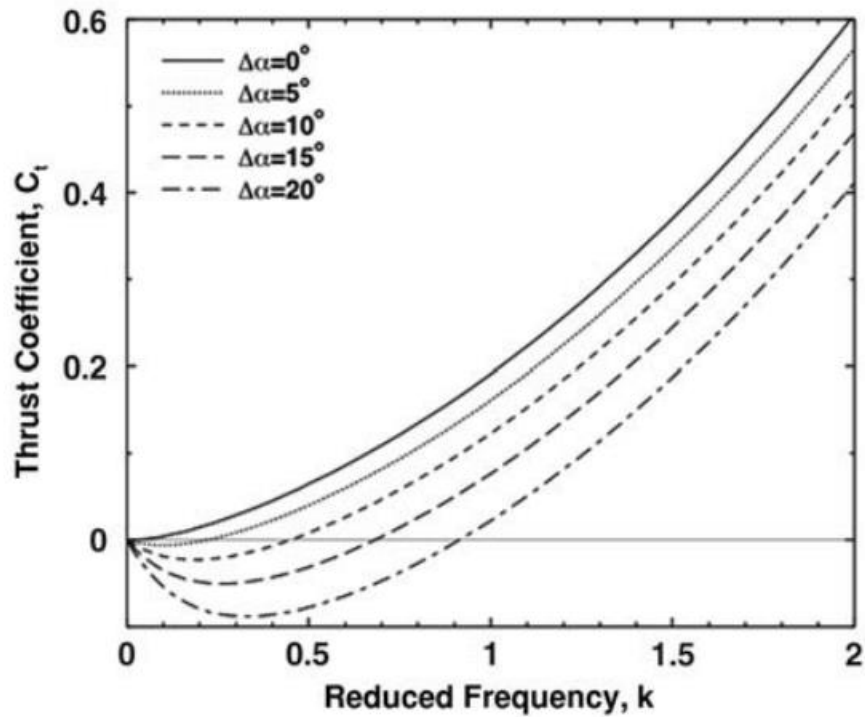
قبل از نتیجه گیری بیشتر در مورد کارآمدترین حالت پرواز فلاپی، لازم است حالت های نوسانی دیگر، یعنی پیچینگ خالص و نوسان ترکیبی پیچ و پلانچ را در نظر بگیرید. گاریک هم فرورفتگی خالص و هم نوسان گام خالص یک ایرفویل صفحه تخت را در جریان پتانسیل تجزیه و تحلیل کرد. او دریافت که نوسانات گام خالص تنها پس از فراتر رفتن از مقدار فرکانس نسبتاً بالا، شروع به تولید نیروی تراست می کنند. کوچصفهانی تجسمها و اندازه گیری های دقیق جریان را ارائه کرد. مقایسه پیش بینی های خطی و کد پانل با اندازه گیری های کوچصفهانی در شکل 12 نشان داده شده است که عدم جذابیت استفاده از نوسانات گام خالص برای تولید تراست را تأیید می کند. توجه داشته باشید که پیش بینی های تئوری خطی و کد پانل توسط درگ فرکانس کاسته صفر اندازه گیری شده توسط کوچصفهانی جابجا شده است (به عنوان ضریب درگ صفر نشان داده شده است)



شکل 12 : ضریب تولید نیروی تراست اندازه گیری و پیش بینی شده برای ایرفویل های شیب دار یا همان پیچینگ

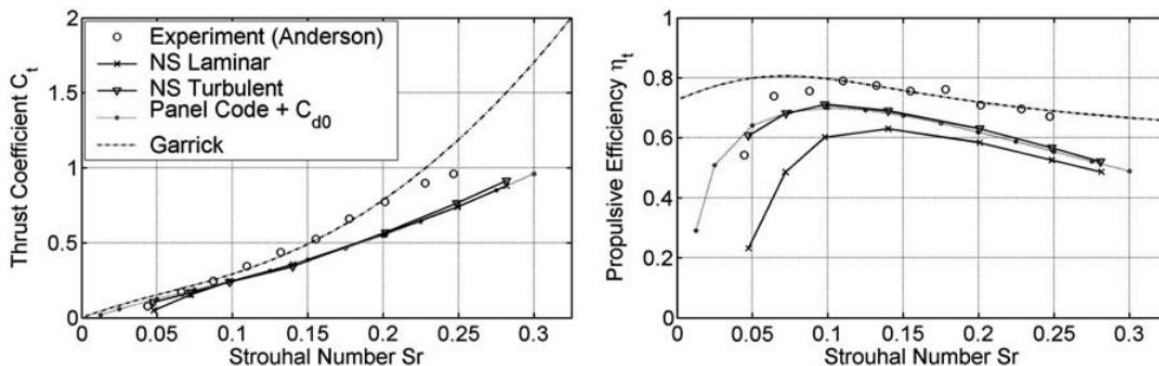


شکل 13 : عملکرد پیش بینی شده برای حرکت ترکیبی پیچینگ و پلانجینگ

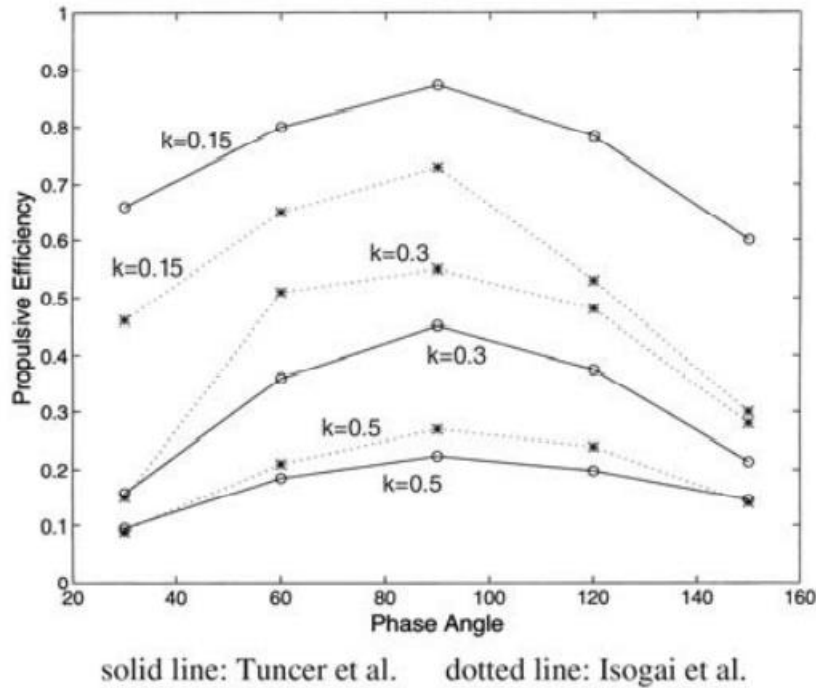


شکل 14 : پیش بینی ضریب تولید نیروی تراست به عنوان تابعی از دامنه پیچینگ دلتا تتا

از سوی دیگر، نوسانات ترکیبی پیچ و پلانج، موضوع متفاوتی است. در واقع، تقریباً همه نمونه‌های پیش‌رانه بال در طبیعت ترکیبی از پیچینگ و پلانجینگ هستند. دلیل ترجیح نوسان ترکیبی پیچ و پلانج بر پلانج خالص را می‌توان از شکل 13 استنباط کرد که در آن تحلیل‌های خطی و کد پانل برای ایرفویل ناکا انجام شد که در حدود نقطه وتر خود با دامنه 4 درجه شیب داشت، در حالی که پلانجینگ با فرکانس کاسته برابر با نیم و اچ دو دهم است، تولید نیروی تراست، توان و بازده به عنوان تابعی از زاویه فاز بین نوسان پیچ و پلانج نشان داده شده است. ضرایب تولید نیروی تراست با خطوط جامد روشن و تیره (محاسبه شده با تئوری خطی که به ترتیب به عنوان "گاریک" و با کد پانل مشخص می‌شود) نشان داده می‌شوند. ضرایب توان با دو خط چین و بازده با دو خط نقطه چین نشان داده می‌شود. همچنین به دو خط افقی که نشان دهنده ضریب تولید نیروی تراست و کارایی یک ایرفویل است که یک نوسان پلانج خالص را نشان می‌دهد توجه کنید. زمانی که پیچ پلانج را حدود 90 درجه هدایت می‌کند، بازده به مقادیر بسیار بالایی می‌رسد. این بیشتر در شکل 14 اثبات شده است که در آن ایرفویل با زاویه فاز 90 درجه به هم زده می‌شود. مشاهده می‌شود که افزودن مقدار کمی از دامنه دلتا آلفا تنها اندکی نیروی تولید تراست تولید شده توسط پلانج خالص را کاهش می‌دهد. اخیراً یانگ و لای تجزیه و تحلیل جریان پتانسیل ایرفویل ناکا را با محاسبات ناویر استوکس تکمیل کردند، آنها مواردی را انتخاب کردند که توسط اندرسون و همکاران آزمایش شد. در شکل 15 حالتی را نشان می‌دهیم که در آن دامنه فرورفتگی 0.75، دامنه گام 15 درجه، محور گام یک سوم وتر، زاویه فاز بین گام و فرورفتگی 90 درجه (نقطه گام پیشرو) و عدد رینولدز 40000 بود.



شکل 15: مقایسه تولید نیروی تراست و کارایی پیش بینی شده و اندازه گیری شده



شکل 16 : راندمان پیشرانه به عنوان تابعی از فرکانس و فاز

ضریب تولید نیروی تراست و راندمان پیشرانه نشان داده شده است. مشاهده می شود که هم آزمایش و هم محاسبات ناویر-استوکس (آهسته و آشفته) اوج راندمان پیشرانه را حول عدد استروهال 0.1 تا 0.2 نشان می دهند. از آنجایی که مقیاس طول مورد استفاده در عدد استروهال برای این موارد تحت تسلط دامنه فرورفتگی است، کارآمدترین محدوده اعداد استروهال 0.1 تا 0.2 تقریباً معادل محدوده اعداد استروهال عملیاتی 0.2-0.4 است که توسط تیلور و همکاران برای فلاپ یافته شده است. حرکتی که در یک انتها چرخانده می شود، زیرا در مورد تیلور، میانگین طول جاروب شده توسط یک بال تقریباً نصف طول کشیده شده توسط نوک بال خواهد بود. محاسبات بیشتر برای ایرفویل ناکا دوصفردوازده به صورت ترکیبی نوسانات گام-پلانجینگ توسط ایزوگای و همکاران و تونسر و همکاران با عدد رینولدز 100000 انجام شد. یک مثال محاسباتی که بازده نیروی محرکه را به عنوان تابعی از زاویه فاز بین گام و شیب نشان می دهد در شکل 16 نشان داده شده است. این نتیجه گیری را که قبلاً با محاسبات جریان پتانسیل به دست آمده بود تأیید می کند که بازده بهینه زمانی رخ می دهد که لیدهای گام حدود 90 درجه سقوط کنند. بازرسی دقیق تر از میدان های جریان محاسبه شده نیز نشان می دهد که در حضور گردابه ای که از لبه جلویی ریزش می کند، بازده به سرعت کاهش می یابد. این نتیجه گیری بیشتر توسط تونسر و پلازر تایید شد. رامورتی و سندبرگ و گوگلمینی و بلوندو به ترتیب رفتار عدد رینولدز پایین را با استفاده از محاسبات ناویر استوکس و حل عددی معادله گردابه ای مورد مطالعه قرار دادند. آنها نتایجی را در اعداد رینولدز 1100 به دست آوردند که تأیید کرد که بازده بهینه در زوایای فاز نزدیک به 90 درجه و در اعداد

استروهاال بین 0.125 و 0.2 رخ می دهد که با نتایج نشان داده شده در شکل 15 مطابقت دارد. اما همانطور که انتظار می رود، مقادیر واقعی وجود دارد. و به طور قابل توجهی کمتر از اعداد رینولدز بالاتر هستند. اخیراً، یانگ و لای مکانیسم‌هایی را که بر کارایی پیشرانه ایرفویل نوسانی تأثیر می گذارند، مورد بحث قرار دادند. آنها محاسبات ناویر- استوکس را برای ایرفویل ناکا در نوسان ترکیبی گام و پلانجینگ در اعداد رینولدز بین 20000 تا 40000 ارائه کردند. نتایج آنها نشان می دهد که ریزش گردابه لبه‌ای و کشش چسبناک بازده پیشرانه را به طور قابل توجهی در عدد استروهاال پایین کاهش می دهد و عدد استروهاال به تنهایی برای توصیف کارایی پیشرانه‌های فویل فلاپی کافی نیست. تونسر و کایا یک جستجوی سیستماتیک برای شرایط بهینه با ترکیب کد ناویر-استوکس با یک روش بهینه‌سازی انجام دادند. آنها ایرفویل ناکا را در جریان آرام رینولدز به شماره 10000 مطالعه کردند. با ثابت نگه داشتن فرکانس کاهش یافته در فرکانس کاسته برابر و با یک دامنه گام و شیب و فازبندی بین گام و فرورفتگی جستجو کردند که یا نیروی تولید نیروی تراست را به حداکثر می رساند و یا وزن مساوی به تولید نیروی تراست و راندمان پیشرانه می دهد. آنها نشان دادند که در حداکثر تولید نیروی تراست، ایرفویل گردابه های لبه ای بسیاری را می ریزد، در حالی که در ترکیب حداکثر تولید نیروی تراست و راندمان، ریزش کمی از لبه جلویی وجود دارد.

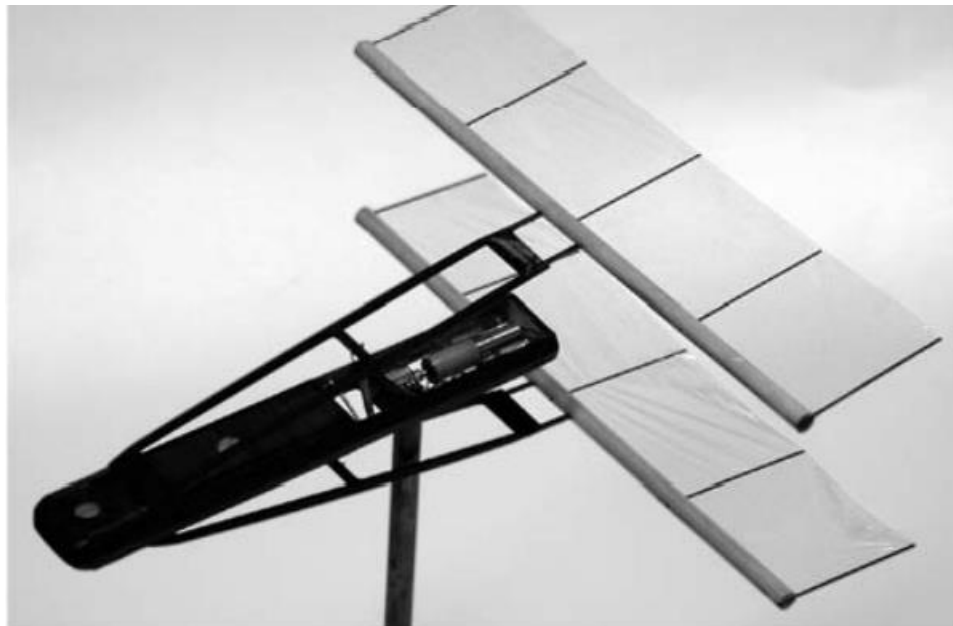
الف : بال در حال فلپ الاستیک

اگرچه علاقه فزاینده ای به مدل سازی و درک فیزیک بال زدن انعطاف پذیر وجود دارد، توسعه فعلی تا حد زیادی به استفاده از غشاها در بال های ثابت محدود شده است و این زمینه مطالعاتی تا حد زیادی ناشناخته باقی مانده است. پس از نشان دادن در شکل 16 که برای دستیابی به راندمان خوب، نوسانات ترکیبی گام- پلانجینگ نسبت به نوسانات فرورفتگی خالص ترجیح داده می شوند، این سوال مطرح می شود که آیا می توان به جای آن از سایر حالت های نوسان استفاده کرد یا خیر. برای پاسخ به این سوال، هیت کوت و گورسول آزمایش های تونل آبی را بر روی یک ایرفویل انعطاف پذیر در حال پلانجینگ هماهنگ با انعطاف پذیری وتر در اعداد رینولدز بین 9000 تا 27000 انجام دادند. آنها دریافتند که می توان یک قیاس بین یک ایرفویل انعطاف پذیر دارای وتر در حال نوسان در پلانجینگ و یک ایرفویل صلب در نوسان در گام و غوطه ایجاد کرد که در آن ایرفویل انعطاف پذیر مزیت معرفی گام غیرفعال را ارائه می دهد. آنها دریافتند که درجه ای از انعطاف پذیری، هم راندمان و هم راندمان پیشرانه را افزایش می دهد. در طول توسعه بال زدن میکرو پرنده، ما همچنین انتخاب کرده ایم که فقط درجه آزادی را کنترل کنیم و حالت پیچ را با پشتیبانی از بال به صورت الاستیک اجرا کنیم. ترتیبی که ما برای تولید نیروی تراست انتخاب کردیم، یعنی دو بال در حال نوسان در فاز متقابل، در شکل 17 نشان داده شده است. توجه داشته باشید که دو بال با استفاده از اتصالات انعطاف پذیر به تیرهای بالزن متصل می شوند. ما دریافتیم که این روش برای معرفی درجه آزادی پیچینگ برای توسعه موفقیت آمیز

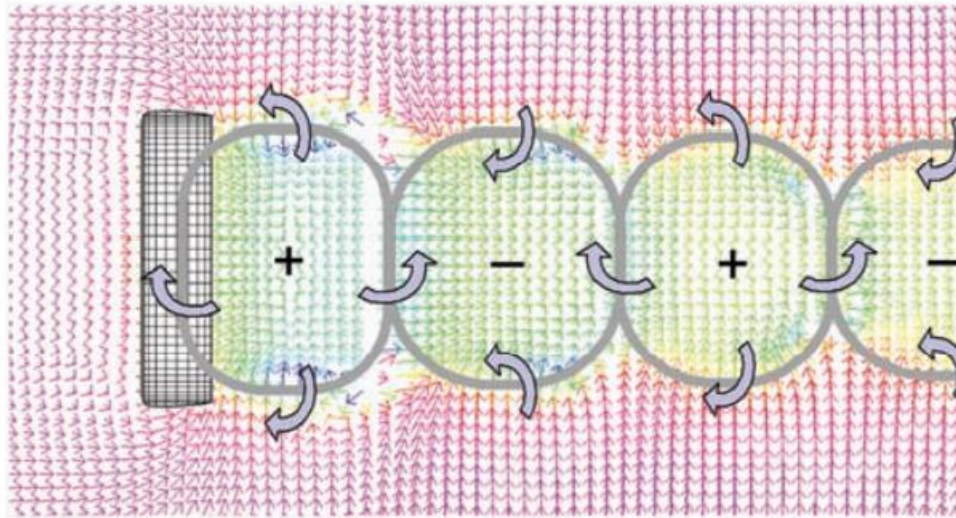
میکرو پرنده بسیار مهم است، زیرا یک مکانیسم کنترل پیچینگ جداگانه می‌تواند مجازات سنگین وزن بالا را اعمال کند.

ب : اثرات جریان سه بعدی

در بخش های قبل بحث را به جریان های دو بعدی محدود کردیم. برای درک کامل تری از فیزیک تولید نیروی تراست توسط بال زدن، لازم است اثرات دهانه محدود در نظر گرفته شود. خوشبختانه، روش های پانل و اخیراً رویکردهای اوپلر و ناویر-استوکس برای ارائه اطلاعات در مورد ویژگی های جریان سه بعدی تولید شده توسط بال های بالزن با دهانه محدود در دسترس قرار گرفته اند. در شکل 18، جریان پایین دست یک بال با دهانه محدود را نشان می دهیم که با استفاده از کد پانل کمارک محاسبه شده است. مشاهده می شود که بال یک سری حلقه های گردابه ای متناوب ایجاد می کند. یک نمای جانبی از جریان میانی، یک خیابان گردابه ی کارمان معکوس مشابه آنچه در شکل 2 نشان داده شده است، ایجاد می کند. نیف و هومل جریان تولید شده توسط یک بال مستطیلی با نسبت ابعاد هشت با مقطع ناکا دوازده را مطالعه کردند که در اطراف بخش ریشه خود تکان می خورد و در لبه جلویی می چرخد. آنها راه حل های اوپلر را برای شرایط جریان متصل به دست آوردند که جزئیاتی را در مورد سیستم گردابه ی دنباله دار ناپایدار حاصل ارائه می کرد. حال همچنین یک بال تکان دهنده مستطیلی مبتنی بر ریشه را در نظر گرفت.



شکل 17 : مدل تست پیشرانه تونسر و کایا در ابعاد میکرو پرنده

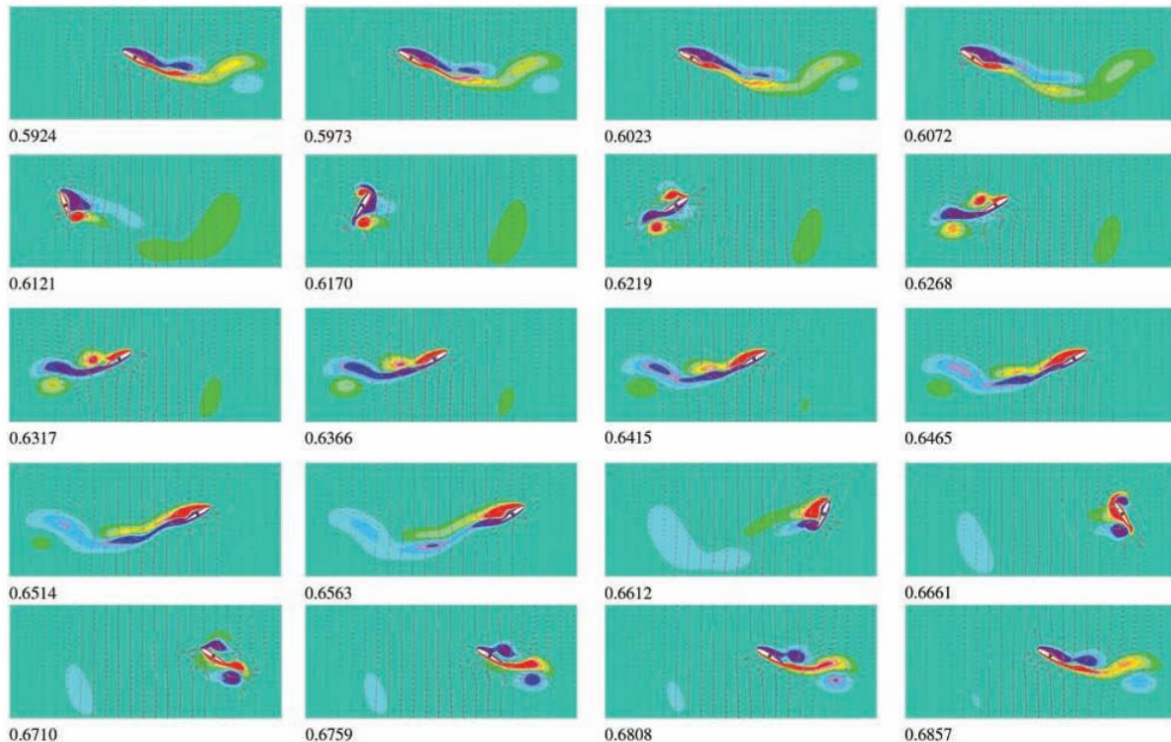


شکل 18 : گردابه ه پشت یک بالزن با دهانه محدود

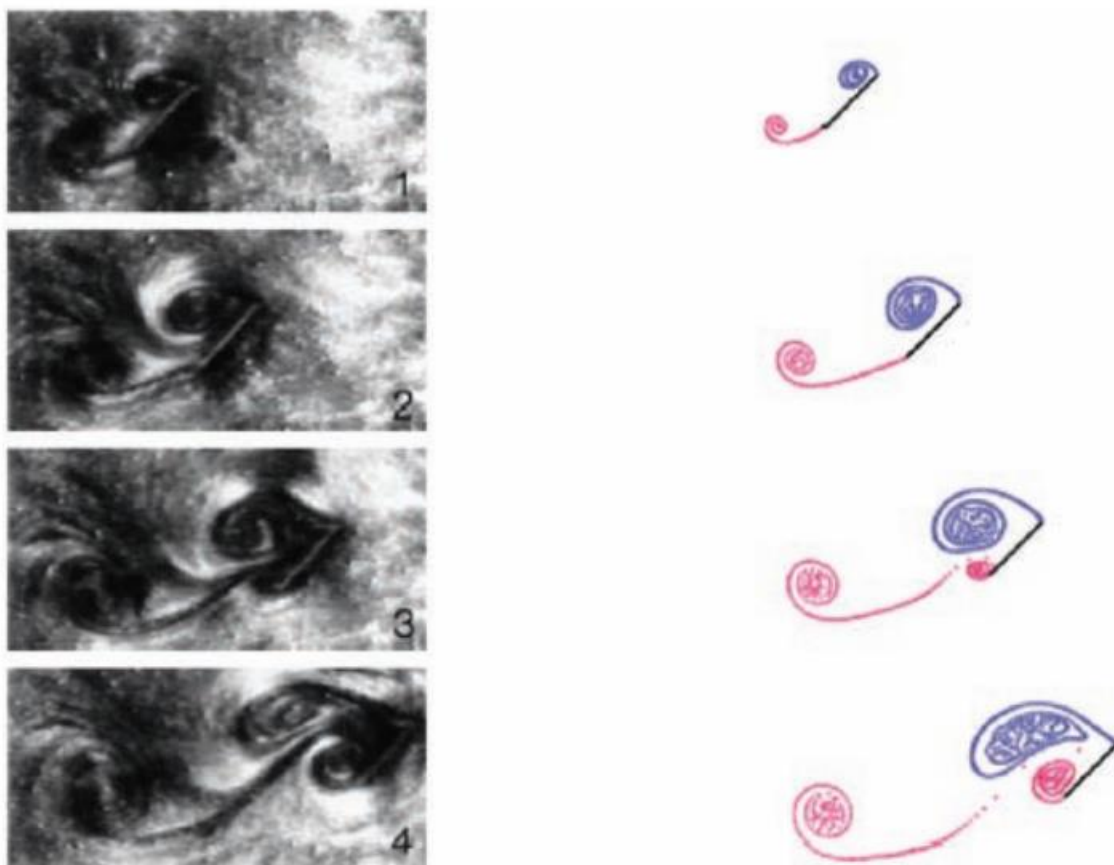
آنها از یک روش شبکه گردابه ی همراه با یک روش متغیر برای محاسبه حداقل توزیع قدرت در طول دهانه بال که باید به طور همزمان نیروی تولید نیروی تراست و نیروی لیفت ایجاد کند، استفاده کردند. هم توان القایی و هم قدرت پروفیل ویسکوز به حداقل می رسد. این تجزیه و تحلیل نشان داد که فرکانس بال زدن بهینه فرکانس بال زدن است که در آن ها کمی کمتر از یک واحد طول به ازای هر یک بال زدن پرواز می کنند. با بیان این نتیجه بر حسب عدد استروهال که با معادله یک تعریف شده است، مقادیری بین 0.2 و 0.4 به دست می آید، بنابراین مشاهده تیلور و همکاران را دوباره تایید می کند. ساختار جریان سه بعدی پشت یک بال با دهانه محدود بالا و پایین در جریان رینولدز شماره 164 توسط فون النریدر و همکاران با استفاده از تجسم جریان رنگی مورد بررسی قرار گرفت. آنها اطلاعات مهمی در مورد تأثیر عدد استروهال، دامنه گام، و زاویه فاز بین گام و حرکت غوطه ور بر ساختار و یک ارائه کردند. بلاندکس و همکاران یک تحلیل ناویر-استوکس از این آزمایش انجام دادند که وجود و ریختن حلقه های گردابه ی مشاهده شده تجربی را تأیید کرد. با استفاده از سرعت سنج تصویر ذرات دیجیتالی چندشبکه ای استریو، پارکر و همکاران نشان دادند که ساختار جریان پشت بال های بالزن با دهانه محدود به طور قابل توجهی پیچیده تر از جریان دو بعدی از ایرفویل های بالزن است. این به دلیل این واقعیت است که گردابه های نوک بال به طور قابل توجهی جریان پی را تغییر می دهند. اخیراً اسپنوز و همکاران نشان دادند که برهمکنش بین گردابه پویا سه بعدی و گردابه نوک تقریباً به صورت عمومی رایج است بدون توجه به اشکال پلان فرم مورد بررسی.

بخش چهارم: پرواز هاورینگ

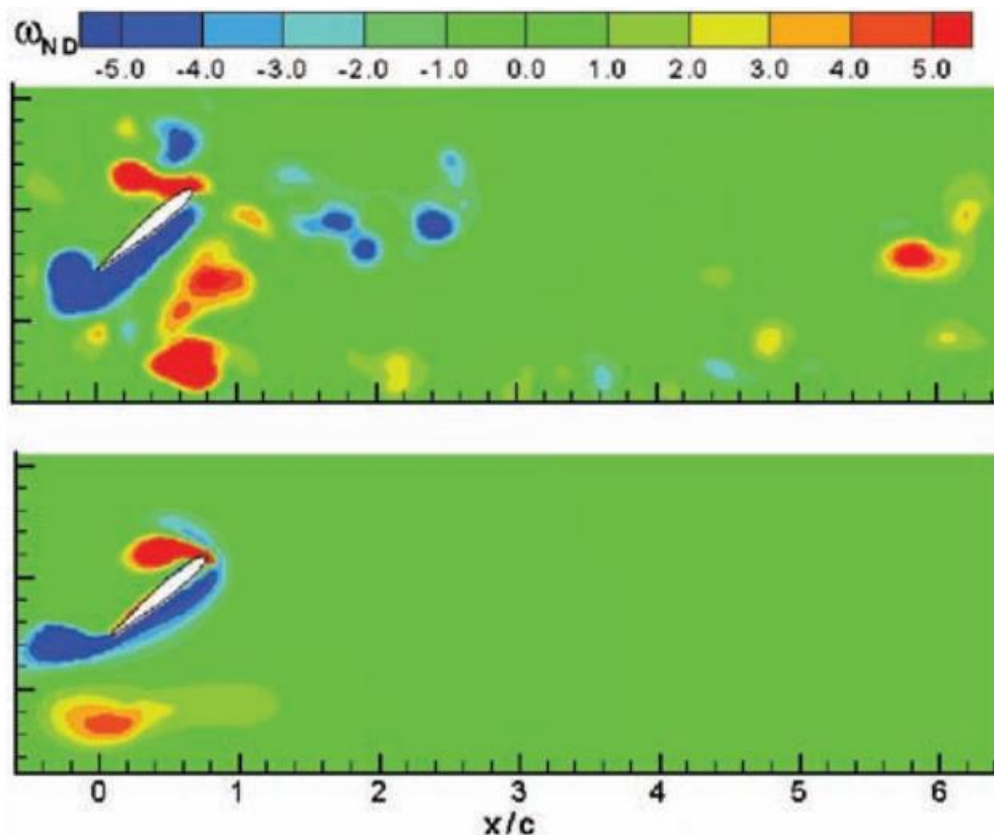
با در نظر گرفتن نوسانات فرورفتگی خالص یک ایرفویل در هوای ساکن، اولین بینش را از فیزیک جریان پرواز معلق می توان به دست آورد. همانطور که توسط ژوعلمینی و بلاندکس نشان داده شده است، یک ایرفویل بیضوی به دلیل تقارن جریان حاصل، نیروی تراست میانگین زمانی صفر تولید می کند. با این حال، یک ایرفویل با یک لبه جلویی گرد و یک لبه دنباله دار تیز، به دلیل ریزش گردابه از لبه انتهایی، نیروی تولید نیروی تراست محدود ایجاد می کند، همانطور که توسط لی و پلازر تجسم شده است. منطقی است که در این مورد نیز ریزش از لبه اصلی وجود دارد، اما تجسم قطعی هنوز وجود ندارد. هییتکون و همکاران سرعت سنجی تصویر ذرات و اندازه گیری نیرو تراست را از ایرفویل های صلب و انعطاف پذیر انجام دادند که وابستگی گردابه های ریخته شده و تولید نیرو تراست را به انعطاف پذیری ایرفویل، فرکانس پلانجینگ و دامنه نشان داد. فریموت آزمایش هایی انجام داد که جریان تولید شده توسط ایرفویل را در حرکت ترکیبی هارمونیک و دارای گام را در هوای ساکن تجسم کرد. او سه حالت مختلف هاورینگ را بررسی کرد که گردابه های قوی از هر دو لبه را نشان داد که به طور مؤثر در ساختار جت تاثیر دارند و از این رو نیروی تراست بزرگی ایجاد می کنند. اخیراً، سونادا و همکاران به کمک کرنش سنجها برای اندازه گیری نیروهای لحظه ای وارد بر بال که تحت یک حرکت ترکیبی گام- فرورفتگی قرار می گیرند، استفاده کردند و ترکیب این نیروها را برای تولید حداکثر نیروی تراست میانگین زمانی و برای حداکثر بازده تعیین کردند. مطالعات تجربی انجام شده توسط الینگتون و آشروود، دیکنسون و گوتز و دیگران نیز نقش حیاتی گردابه هایی را که از لبه جلو ریخته می شوند برای دستیابی به مقادیر نیروی لیفت بالا لازم برای هاورینگ را نشان دادند.



شکل 19 : کانتور گردابه ه با کانتور سرعت در زاویه آلفای 30 درجه مختصات ایکس یرایر با 2 سی و رینولدز 1000 و محور چرخش سی دوم در استروک هفتم



شکل 20 : مقایسه نتایج تجربی و عددی



شکل 21: مقایسه بین میدانهای گردابه ی اندازه گیری شده و محاسبه شده

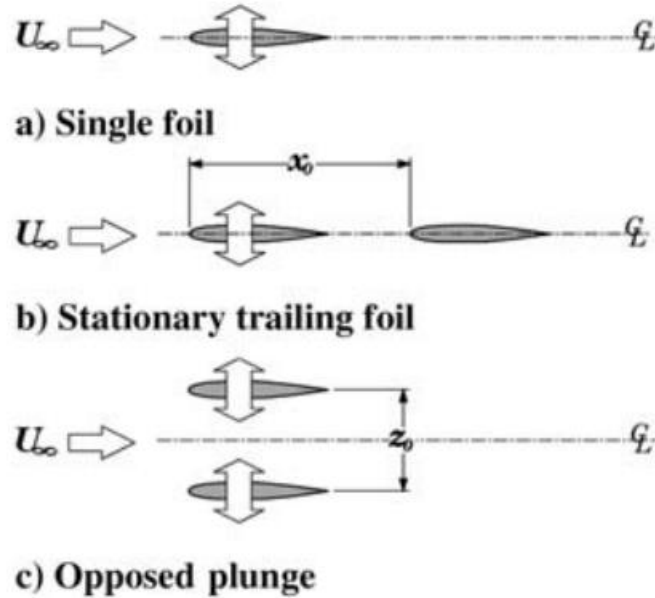
مرغ مگس خوار و بسیاری از حشرات با حرکت دادن بالها در یک صفحه تقریباً افقی، با بالهای کاملاً کشیده پرواز معلق یا سقوطی میکنند. اگرچه این حرکت بال در نوع هشت بیشتر رخ می دهد، اما برای تقریب رقم هشت با دو حرکت خطی و دو چرخش بال در انتهای ضربه به اندازه کافی دقیق است. این حرکات به تفصیل در شکل 19 نشان داده شده است. دیده می شود که ایرفویل به سمت چپ حرکت می کند، فرود و سرعت مثبت ثابت را حفظ می کند، و به دنبال آن یک چرخش حول یک نقطه در خط وتر به طوری که لبه جلویی شروع به حرکت در جهت مخالف می کند، و با تابش و سرعت ثابت به سمت راست ادامه می دهد. ، و چرخش به عقب در پایان نیم ضربه به سمت چپ را در پی دارد ، در نتیجه، لبه جلویی در طول هر چهار مرحله حرکت به عنوان لبه باقی می ماند، اما سطوح ایرفویل بالایی و پایینی نقش خود را از سطح مکش به سطح فشار و بالعکس تغییر می دهند. فوراً آشکار می شود که چرخش به زاویه تابش تا 90 درجه و پس از آن باعث ریزش گردابه های لبه جلویی علاوه بر ریزش گردابه های شروع و توقف از لبه های عقب می شود زیرا ایرفویل به سرعت صفر کاهش می یابد و دوباره شتاب می گیرد. دیکینسون و گوتز و سن و دیکینسون آزمایشهایی انجام دادند که داده های کمی نیروی آیرودینامیکی را برای این نوع حرکت به دست آوردند. با این حال، پیش بینی آن ها به دلیل ریزش گردابه و فرآیندهای تعاملی که در طول این نوع حرکت هاورینگ رخ می دهد، چالش های بزرگی را به همراه

دارد. زیکوفسکی و انصاری و همکاران با استفاده از مدل‌سازی جریان پتانسیل به این مشکل جریان حمله کردند. نمونه‌ای از تجزیه و تحلیل آنها در شکل 20 نشان داده شده است. مشاهده می‌شود که ریزش گردابه از لبه‌های پیشرو و انتهایی به خوبی با تجسم‌های جریان دیکینسون و گوتز مقایسه می‌شود. اطلاعات دقیقی در مورد ریزش گردابه و تأثیر پارامترهای مختلف، مانند فرود ایرفویل در طول حرکات خطی، محل شروع تغییر فرود، محل شروع تغییر سرعت، مکان محور گام و عدد رینولدز به دست آمد. یک توالی معمولی از ریزش گردابه محاسبه شده در طول یک ضربه در شکل 21 نشان داده شده است. کورتلز و همکاران همچنین با لیزر ورق و اندازه‌گیری سرعت سنج تصویری سرعت ذرات این حرکت را نمایش دادند. نمونه‌ای از مقایسه بین محاسبات و اندازه‌گیری‌ها در شکل 21 نشان داده شده است. الینگتون و آشروود توجه را به کاستی‌های مدل‌های دو بعدی برای درک فیزیک تولید نیروی لیفت مورد استفاده توسط حشرات معلق جلب کردند. در عوض، یک مدل بهتر ممکن است گردابه‌های مخروطی شناخته شده‌ای باشد که از لبه‌های جلویی بال‌های دلتا در زاویه حمله بالا تشکیل می‌شوند. این دو شخص تشکیل گردابه‌های لبه جلویی مارپیچی را بر روی پروانه شاهین به دلیل جریان دهانه‌ای قوی در این گردابه‌ها کشف کردند. جریان عرضی، گردابه لبه پیشرو را تثبیت می‌کند، بنابراین مزایای استال پویا را برای تولید نیروی لیفت طولانی می‌کند. این نوع جریان را می‌توان با استفاده از محاسبات سه‌بعدی ناویر-استوکس متعلق به لیو و همکاران، لیو و کاواچی بازتولید کرد. یکی دیگر از محاسبات سه‌بعدی ناویر-استوکس برای بال حشره معلق اخیراً توسط رامورتی و سندبرگ انجام شد. آنها مگس میوه بالزن (دروسفیل) را مطالعه کردند و با اندازه‌گیری نیرو در مدل مکانیکی ساخته شده توسط دیکینسون و همکاران به توافق خوبی رسیدند. یانگ و همکاران تأثیر دامنه بال زدن، فرکانس بال زدن و زمان و مدت چرخش بال را بر عملکرد آیرودینامیکی بال عقبی سنجاکف با استفاده از یک حل‌کننده سه‌بعدی ناویر-استوکس بررسی کردند. آنها دریافتند که میانگین نیرو و توان عمودی اساساً مستقل از فرکانس‌های بیش از 5 هرتز هستند و بازده هاورینگ در دامنه بال زدن حدود 35 درجه، بسیار نزدیک به دامنه مشاهده‌شده بال عقبی سنجاکف در هاورینگ است که به اوج خود می‌رسد.

بخش پنجم: رخدادهای بال / ورتکس در پرواز رو به جلو و پرواز هاورینگ

بحث فوق محدود به در نظر گرفتن ایرفویل‌ها یا بال‌های منفرد بود که می‌توانستند در یک حالت تکی (فروغ یا گام)، در حالت ترکیبی گام-فرو رفتن، یا در حالت ایروالاستیک نوسان کنند. آئرودینامیک حاصل تا زمانی که جریان روی بال متصل می‌ماند، نسبتاً ساده باقی می‌ماند، زیرا گردابه‌ها فقط از لبه عقب بال می‌ریزند. با این حال، بحث بال‌ها در پرواز معلق این واقعیت را آشکار کرد که ریزش گردابه از هر دو لبه جلویی و انتهایی کلید

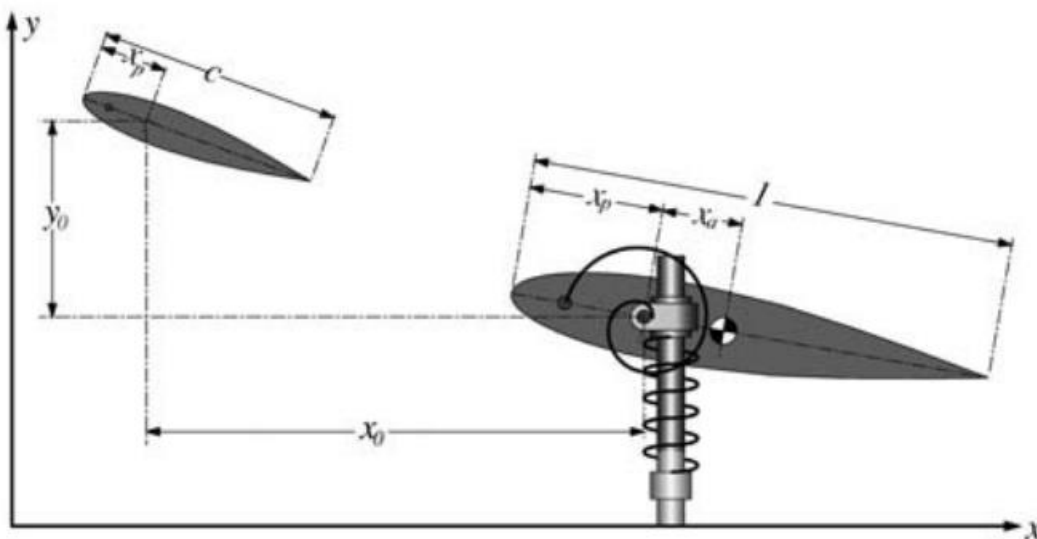
تولید نیروی لیفت موثر در این حالت پرواز است. بنابراین درک و پیش‌بینی تعامل بین گردابه های لبه پیشرو و انتهایی ضروری است.



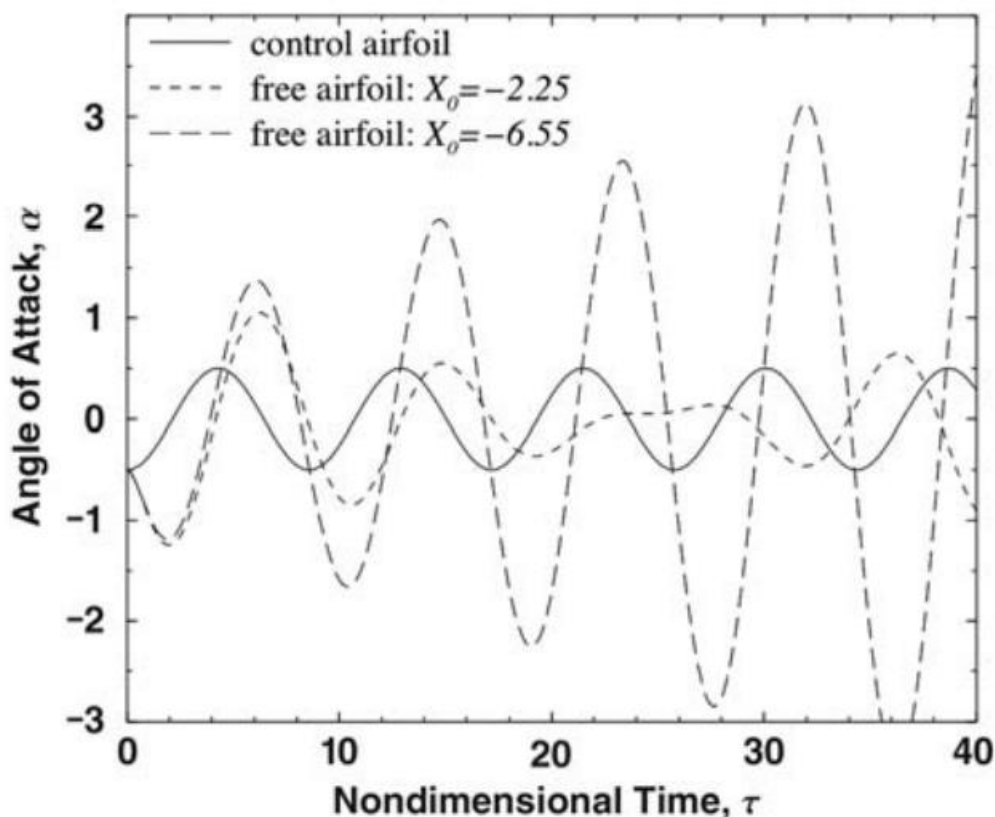
شکل 22 : شماتیک های ایرفویل تک و چندگانه

یک مشکل تعاملی حتی پیچیده‌تر زمانی رخ می‌دهد که دو بال در حال بال زدن در مجاورت یکدیگر قرار گیرند. رایج ترین پیکربندی، بال پشت سر هم است که توسط سنجاقک استفاده می شود، اگرچه میلیون ها سال پیش به نظر می رسد که برخی از حشرات نیز پیکربندی دوباله را تکامل داده اند. وتون و آقای پک اظهار داشتند که هومیوپتیرید گروهی باستانی از حشرات بزرگ و گاهی غول پیکر بودند که دارای بالهای جلو و عقب بودند که به طور گسترده با هم همپوشانی داشتند. به نظر می رسد در مورد برخی از اعضای خانواده لیکوسرسید نیز همینطور بوده است. چنین همپوشانی در حشرات مدرن یافت نمی شود، که منجر به سوال جالب دلیل ناپدید شدن حشرات دوباله می شود (احتمالا برای حالت شناور خوب نیست). واضح است که چالش اساسی برای مطالعه برهمکنش‌های آیرودینامیکی بین دو بال نزدیک به هم که در یک پیکربندی پشت سر هم یا دوطرفه قرار گرفته‌اند و در آن یک یا هر دو بال در حال تکان خوردن هستند، مطرح می‌شود. به نظر می رسد که این وضعیت ابتدا توسط بوش با استفاده از تئوری جریان اغتشاش کوچک تراکم ناپذیر دوبعدی مورد مطالعه قرار گرفته است. بوش جریان را روی دو صفحه مسطح که در پشت سر هم قرار گرفته بودند بررسی کرد. هر صفحه می تواند در نوسان یا پلانجینگ باشد. او تمام ترکیبات ممکن را که در آنها صفحه جلو یا عقب در نوسان است

یا فرورفته یا هر دو صفحه در حال نوسان هستند را بررسی کرد. او دریافت که یک صفحه رو به جلو غیر نوسانی سهم ناچیزی در تولید نیروی تراست کل پیکربندی پشت سر هم دارد، در حالی که یک صفحه غیر نوسانی به سمت عقب به طور قابل توجهی نیروی تولید تراست ایجاد شده توسط یک صفحه رو به جلو را افزایش می دهد. علاوه بر این، راندمان پیشرانه چنین پیکربندی نزدیک به 100٪ است و تقریباً مستقل از فرکانس کاهش یافته است. لان تعامل بین دو بال با دهانه محدود را با استفاده از روش شبه گردابه ی-شبهه ای ناپایدار تحلیل کرد و آن را برای مطالعه آیرودینامیک سنجاقتک به کار برد. او دریافت که بال های پشت سر هم سنجاقتک می توانند نیروی تولید تراست بالا با راندمان بالا ایجاد کنند، اگر که بال عقبی قبل از پلانجینگ باشد و بال عقبی با زاویه فاز بهینه بال جلویی را هدایت کند، زیرا بال عقبی انرژی بیدار کننده را از بال جلویی استخراج می کند. با یادآوری آزمایش اولیه کاتمایر که در آن او نیروی تولید تراست را با قرار دادن یک ایرفویل ثابت در جریان باد نوسانی اندازه گیری کرد، می توان مزایای تولید تراست و کارایی را که از قرار دادن ایرفویل غیر نوسانی در پشت اما نزدیک به ایرفویل غوطه ور بدست آورد، درک کرد. در پیکربندی پشت سر هم با ایرفویل نوسانی رو به جلو و ثابت به سمت عقب، که در شکل 22 نشان داده شده است، فویل جلویی یک جریان نوسانی ایجاد می کند که منجر به تولید تراست توسط فویل عقب می شود. به عبارت دیگر، انرژی منتقل شده در گردابه های ایجاد شده توسط فویل رو به جلو به جای اینکه با جریان از بین برود، به نیروی تولید تراست تبدیل می شود. این پدیده در دهه 1940 توسط اشمیت به وضوح شناسایی شد. این الهام بخش او شد تا پیکربندی نشان داده شده در شکل 22 را توسعه دهد که او آن را پروانه موج نامید. او کاربرد عملی ملخ موجی خود را در قایق های کاتاماران کوچک نشان داد و به عنوان یک مزیت بزرگ نسبت به ملخ های معمولی، از توانایی آن برای کار در آب های کم عمق با وجود حفظ راندمان رقابتی یاد کرد.



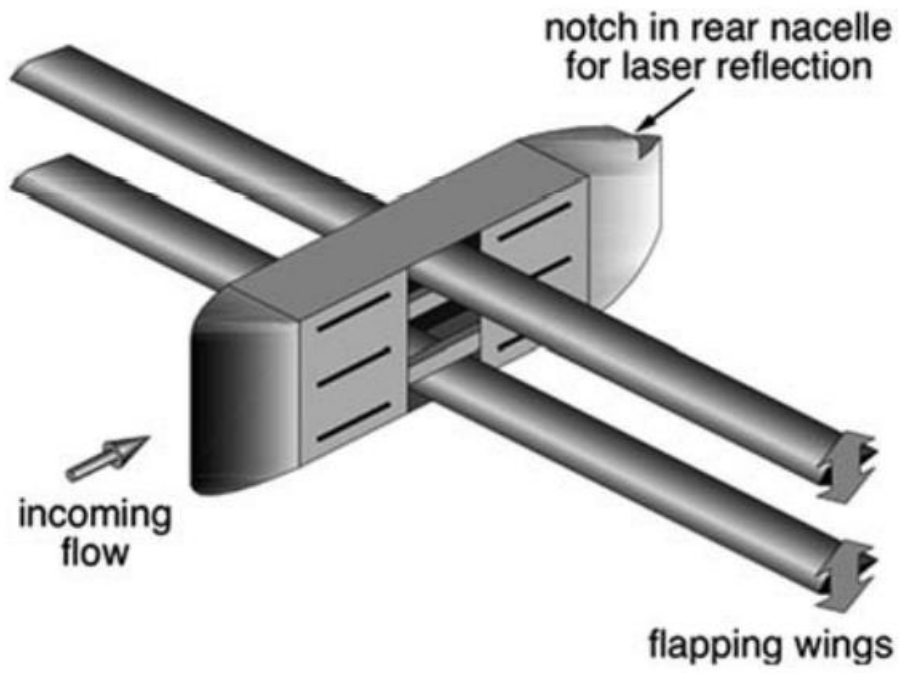
شکل 23 : شماتیک آزمایش ایرفویل الاستیک مداوم و پشت سر هم بالزن



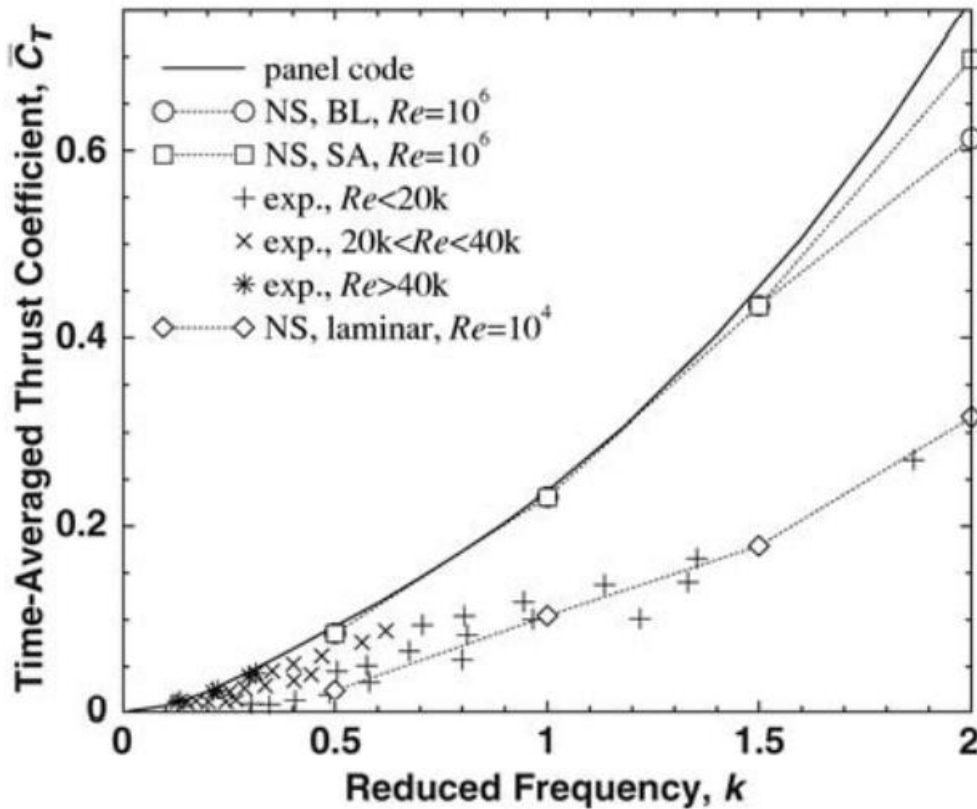
شکل 24 : تاریخچه زمانی نوسانات پیچینگ کنترل و بال های آزاد

به دلیل این مزایای بالقوه پلازر و همکاران و تونسر و پلازر این پیکربندی پشت سر هم را با استفاده از کدهای پنل و ناویر-استوکس تحلیل کردند. این تجزیه و تحلیل ها برتری پیکربندی پشت سر هم نسبت به ایرفویل منفرد را تایید کردند، اما آنها همچنین نشان دادند که اثرات جریان چسبناک در فرکانس های کاهش یافته کم شروع به غالب شدن می کند. اثر گردابه های ریخته شده از ایرفویل بالادست بر روی ایرفویل پایین دست را می توان کاملاً قدرتمند نشان داد اگر ایرفویل پایین دست روی فنرهایی نصب شود که به آن اجازه می دهد هم در گام و هم در پلانجینگ نوسان کند، همانطور که در شکل 23 نشان داده شده است. جونز و پلانزر این مورد را با کد پنل آزمایش کردند. یک ایرفویل با درجات آزادی گام و غوطه ور می تواند به راحتی برای ترکیبات خاصی از سفتی فنر، محور الاستیک و موقعیت های مرکز ثقل، با بالش فاجعه بار مواجه شود. با این حال، در صورت اعمال فازبندی مناسب ریزش گردابه، می توان فلاتر را با ریزش گردابه ها از یک ایرفویل کوچک بالادست سرکوب کرد. این در شکل 24 نشان داده شده است. اثر سودمند ریزش گردابه از بدن بالادست نیز توسط ژو و همکاران ذکر شد. آنها تأثیر گردابه های ایجاد شده بر روی بدن ماهی در جلوی دم ماهی را بر

عملکرد شنا بررسی کردند. گردابه های تولید شده از بدن را می توان تغییر مکان داد و سپس با گردابه های هم علامت ایجاد شده از دم جفت کرد به گونه ای که یک خیابان گردابه ی قوی معکوس کارمان و در نتیجه نیروی تولید نیروی تراست افزایش یافته ایجاد شود. از سوی دیگر، تداخل مخرب نیز می تواند رخ دهد اگر گردابه های تولید شده توسط بدنه تغییر مکان داده و سپس با گردابه های علامت مخالف ایجاد شده توسط دنباله جفت شوند، به گونه ای که خیابان گردابه کارمان معکوس را تضعیف کنند. بنابراین، این پدیده کاملاً شبیه فزبندی فوق الذکر از گردابه های پیشرو برای سرکوب یا افزایش بال و لرزان است. یکی دیگر از مشکلات تعامل جالب در آرایش دوباله رخ می دهد. در اینجا ایرفویل دوم در مقابل ایرفویل اول به عنوان تصویر آینه ای آن قرار گرفته است، همانطور که در شکل نشان داده شده است. 22 و 25. این آرایش جریان را روی یک ایرفویل واحد در اثر پیچینگ تقلید می کند. اگر ایرفویل ها در فاز متقابل فلپ شوند، تقارن حفظ می شود و جریان هوا باید معادل یک بال در اثر پیچینگ باشد. جونز و همکاران پیکربندی هواپیمای دوباله را با استفاده از کدهای پانل و ناویر-استوکس تحلیل کردند. در شکل 26 پیش بینی های ناویر استوکس با نتیجه کد پانل و با اندازه گیری های تولید نیروی تراست جونز و همکاران مقایسه شده است. پیش بینی های جریان آشفته عدد رینولدز بالا به خوبی با نتایج کد پانل غیر لزج مطابقت دارد، اما تولید نیروی تراست پیش بینی شده به طور چشمگیری برای محاسبات جریان آرام رینولدز پایین کاهش می یابد. نتایج تجربی به خوبی بین پیش بینی های عدد رینولدز بالا و پایین قرار می گیرد، با روندی واضح که عدد رینولدز کاهش می یابد. این وابستگی قوی به عدد رینولدز با بررسی محاسبات میدان جریان که عملاً هیچ جدایی جریان را در دو ایرفویل در عدد رینولدز بالا نشان نمی دهند، در مقایسه با محاسبه عدد رینولدز پایین قابل درک می شود. محاسبات دقیق ناویر-استوکس از یک پیکربندی دوباله ناکا دوصفر چهارده در عدد رینولدز 10000 توسط تونسر و کایا انجام شد. نوسانات ترکیبی گام و پلانجینگ 20 تا 40 درصد نیروی تولید نیروی تراست بیشتری نسبت به یک ایرفویل منفرد ایجاد کردند. برتری پیکربندی دوباله نسبت به آرایش پشت سر هم یا تک بال، جونز و همکاران را برانگیخت تا طرح وسیله نقلیه هوایی میکرو را انتخاب کنند که در شکل 27 نشان داده شده است. نیروی تراست توسط بال های بالزن در آرایش دوطرفه، که در مجاورت بال ثابت نصب شده اند که نیروی لیفت مورد نیاز را فراهم می کند، تامین می شود. به نظر می رسد این ترتیب با تحلیل بوش که نشان می دهد ایرفویل ثابت در مقابل یک ایرفویل نوسانی عملاً تحت تأثیر حضور ایرفویل نوسانی قرار نمی گیرد، در تناقض است. با این حال، این نتیجه گیری فقط در جریان غیر لزج صادق است. اثر حباب ایجاد شده توسط ایرفویل های نوسانی به اندازه کافی قوی است که از جدا شدن لایه مرزی روی بال ثابت جلوگیری می کند، و این طرح میکرو پرنده را به طرز شگفت انگیزی نسبت به تلاطم غیر حساس و مقاوم در برابر ایستادن می کند. این جنبه های طراحی و عملکرد پرواز با جزئیات بیشتر توسط جونز و همکاران مورد بحث قرار گرفته است.

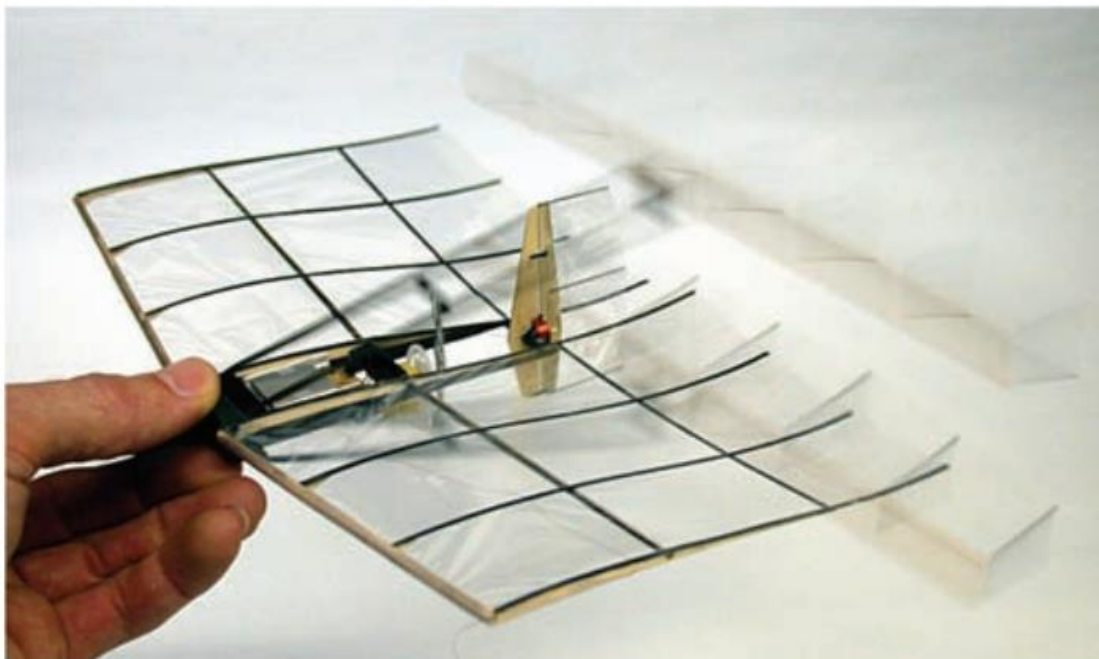


شکل 25 : شماتیک مکانیزم فلاپ دوباله



شکل 26: تولید نیروی تراست پیش بینی شده و اندازه گیری شده

بنابراین اکنون به سومین پیکربندی جالب توجه می‌پردازیم که در آن دو بال پشت سر هم قرار گرفته‌اند، اما هر دو بال در حال تکان خوردن هستند. این پیکربندی است که توسط سنجاک‌ها، در میان حشرات دیگر، استفاده می‌شود. مروری بر سینماتیک و آیرودینامیک سنجاک برای اولین بار توسط نوربرگ ارائه شد. این مطالعه با آزمایش‌های متعددی توسط سحران و لاجز انجام شد که گردابه‌های ریخته شده از دو بال و تعامل آنها با یکدیگر و با بال همسایه را تجسم و تحلیل کردند. آنها مشاهده کردند که گردابه‌های استال دینامیکی به خوبی سازماندهی شده و ریخته می‌شوند و تغییرات زاویه فاز بین حرکات بال، برهمکنش‌های گردابه‌ی را تغییر می‌دهد و با انجام این کار، تولید نیروی تراست و تولید نیروی لیفت را کنترل می‌کند. آنها به این نتیجه رسیدند که فعل و انفعالات بال-گردابه‌ی ایجاد شده توسط سنجاک وسیله‌ای عملی برای به دام انداختن گردابه‌های آزاد برای افزایش نیروی لیفت است. با توجه به پیچیدگی این فعل و انفعالات بال-گردابه‌ی، تعجب آور نیست که تنها چند تحلیل محاسباتی انجام شده است. آقای لان از روش شبکه دوتایی برای به دست آوردن راه حل‌های جریان بالقوه برای پیکربندی‌های بال مستطیلی یا پیکانی پشت سر هم در پرواز رو به جلو استفاده کرد که در آن هر دو بال در یک حرکت ترکیبی بالا و پایین حرکت می‌کنند. او نشان داد که نوسان داشتن هر دو بال پشت سر هم سودمند است، اما با زاویه‌فازی که بال عقب جلوتر از بال جلو حرکت می‌کند.



شکل 27: میکرو پرنده با کنترل رادیویی و مکانیزم فلپینگ بال

ایسوگای و شمنتزو پرواز معلق در یک پیکربندی ایرفویل پشت سر هم را تجزیه و تحلیل کردند. آنها از کد ناویر-استوکس استفاده کردند و مشاهدات ساهارون و لوتگزر را تأیید کردند که تعامل متقابل در ایجاد نیروی لیفت مورد نیاز برای تعادل وزن بدن بسیار مهم است. کیم و چوی تحلیل مشابهی انجام دادند و نشان دادند که حداکثر نیروی لیفت در شناور زمانی ایجاد می‌شود که بال‌های جلویی و عقبی با اختلاف فاز صفر تکان می‌خورند. اخیراً، ایسوگای و همکاران تجزیه و تحلیل خود را با محاسبات سه بعدی ناویر استوکس تکمیل کردند که تأیید می‌کند که حداکثر نیروی لیفت شناور در فاز صفر بین دو بال ایجاد می‌شود. آنها همچنین یک ربات معلق ساختند که فعل و انفعالات بال‌های پشت سر هم را شبیه سازی می‌کرد و تطابق خوبی بین مقادیر نیروی لیفت اندازه گیری شده و محاسبه شده پیدا کرد. وسیله نقلیه معلق دیگری به نام منتور در موسسه تحقیقاتی استنفورد در کالیفرنیا با همکاری دانشگاه تورنتو ساخته شد. این وسیله از ویزفوغ یا اثر کف زدن و پرت کردن استفاده می‌کند که به موجب آن دو بال با هم کف می‌زنند و در قیاس با بال‌های پروانه باز می‌شوند. در نهایت، ما همچنین به این موضوع اشاره می‌کنیم که یک پیکربندی بسیار جالب وسیله نقلیه هوایی میکرو، به نام وسیله نقلیه بایت، در آزمایشگاه تحقیقاتی نیروی دریایی توسعه داده شده است. هم از پیکربندی دوباله و هم پشت سر هم استفاده می‌کند و حتی از بال‌هایی با کامبر انعطاف‌پذیر استفاده می‌کند. نام بایت مخفف موتور سفر حشره‌وار دوباله است. رامورتی و همکاران اخیراً تحلیلی از ناویر-استوکس از این پیکربندی غیرمتعارف وسیله نقلیه هوایی منتشر کردند.

بخش ششم : جمع بندی

علاقه اولیه در آیرودینامیک بال در تعیین نیروی لیفت، تولید نیروی تراست و راندمان بهینه است. سال هاست که تشخیص داده شده است که نیروی لیفت را می توان به خوبی با آنالیز جریان غیر لزج پیش بینی کرد، مشروط بر اینکه عدد رینولدز بال به اندازه کافی بزرگ باشد و زاویه حمله کوچک نگه داشته شود. این ساده سازی با این واقعیت امکان پذیر می شود که نیروی آیرودینامیکی نرمال در جهت جریان آزاد کمی تحت تأثیر حضور لایه مرزی چسبناک نازک در اعداد رینولدز بالا قرار می گیرد. حتی می توان با استفاده از روش های جریان غیر لزج آنالیز بال زدن را انجام داد، زیرا فقط نیروهای عادی بر فلاتر تأثیر دارند. بنابراین، یک نظریه گسترده برای تجزیه و تحلیل جریان بر روی ایرفویل ها و بال های نوسانی وجود دارد.

در آیرودینامیک حالت پایدار، نیروی جریانی، یعنی نیروی کشش، تنها با استفاده از تحلیل جریان چسبناک برای غلبه بر پارادوکس دالامبر قابل تعیین است. با افزایش علاقه به آیرودینامیک بال های بال در سال های اخیر، این سوال مطرح شد که آیا همین استدلال برای پیش بینی نیروی تولید نیروی تراست اعمال می شود، بنابراین روش های جریان ویسکوز را ضروری می کند. اطلاعات ارائه شده در بخش های قبل نشان می دهد که روش های جریان غیر لزج به دلیل توانایی آنها در ارائه پیش بینی سریع تولید نیروی تراست و راندمان پیشرانه به عنوان تابعی از پارامترهای مهم، مانند عدد استروهال یا زاویه فاز بین حرکات گام و غوطه، ارزش قابل توجهی را حفظ می کنند. به عنوان مثال، در شکل های 4 و 13 نشان داده شده است. همچنین مشاهده می شود که کد پانل پیشرفت های قابل توجهی را نسبت به تئوری صفحه تخت با دامنه کوچک خطی شده به همراه دارد. تطابق خوب بین توزیع سرعت اندازه گیری شده و کد پانل پیش بینی شده در پایین دست لبه دنباله ای ایرفویل دنباله دار که در شکل 3 نشان داده شده است، نشان می دهد که خیابان گردابه کارمان معکوس یک پدیده جریان غیر لزج است. با این حال، نتایج محاسباتی و تجربی موجود نیز محدودیت های آنالیز جریان غیر لزج و وابستگی شدید به عدد رینولدز را نشان می دهند. اثرات جریان ویسکوز برای کاهش ناپایداری جریان شروع به تسلط می کنند. همانطور که در شکل 4 نشان داده شده است، پیش بینی های جریان غیر لزج راندمان پیشرانه در اعداد استروهال پایین کاملاً خوش بینانه است، در حالی که مقادیر ناویر-استوکس بسیار کاهش یافته است. همانطور که انتظار می رود، اثرات چسبناک با کاهش عدد رینولدز قوی تر می شوند. این روند به وضوح در شکل 26 نشان داده شده است که در آن مقادیر تولید نیروی تراست اندازه گیری شده با عدد رینولدز کاهش می یابد. تجزیه و تحلیل های موجود ناویر-استوکس وابستگی شدید به عدد رینولدز را تایید می کند. همانطور که در شکل 7 نشان داده شده است، در عدد رینولدز یک میلیون، ریزش گردابه های لبه پیشرو به محض اینکه از عدد بحرانی استروهال فراتر رفت، اتفاق می افتد، که باعث افت سریع تولید نیروی تراست می شود. در محدوده اعداد رینولدز پایین بین 10000 تا 30000، از سوی دیگر، ریزش گردابه از لبه جلویی می تواند مفید باشد،

همانطور که با اشاره به شکل 8-11 بحث شد. از این رو، پیشرفت قابل توجهی در درک ویژگی‌های آئرویدینامیکی اصلی ایرفویل‌های فلاپی و ترکیب‌های ایرفویل به دلیل توانایی تجزیه و تحلیل جریان‌های ایرفویل ناپایدار دو بعدی با کدهای جریان غیر لزج و لزج و به دست آوردن داده‌های جریان و نیرو حاصل شده است. آئرویدینامیک ایرفویل‌های فلاپی در پرواز معلق بسیار کمتر مورد بررسی قرار گرفته است، اگرچه راه حل‌های جریان غیر لزج و چسبناک در سال‌های اخیر توسعه یافته‌اند و داده‌های جریان و نیرو به دست آمده‌اند. همانطور که انتظار می‌رود، اطلاعات موجود در مورد ویژگی‌های جریان سه بعدی بال‌های تکان دهنده و متقابل در پروازهای رو به جلو یا معلق هنوز بسیار محدود است. ناتوانی او به نیاز به تحقیق در زمینه آئرویدینامیک با عدد رینولدز پایین پاسخ داده است و برای بررسی پیشرفت در این زمینه به گزارشی که اخیراً منتشر شده است اشاره می‌کنیم. چالش‌های زیر برای درک کامل‌تر ایرفویل و آئرویدینامیک بال‌ها باقی می‌ماند.

1: بیشتر تحلیل‌ها و آزمایش‌های پیش‌رانه ایرفویل فلاپی به ناکا، یا تا حدی کمتر، ایرفویل‌های بیضوی محدود شده‌اند. اثر هندسه ایرفویل، به ویژه هندسه لبه‌های پیشرو، هنوز به طور سیستماتیک بررسی می‌شود. فیزیک حاکم بر شروع ریزش گردابه از لبه جلویی و تعامل آنها با گردابه‌های لبه عقبی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. تفاوت‌های قابل توجهی در رفتار جریان، به ویژه با توجه به شروع جداسازی جریان و ریزش گردابه از لبه پیشرو قبلاً در اعداد رینولدز پایین در مقابل بالا شناسایی شده است، اما اطلاعات تجربی بسیار بیشتری برای ارزیابی کفایت محلول‌های جریان ویسکوز مورد نیاز است

2: ویژگی‌های جریان سه بعدی ایجاد شده توسط بال‌های با دهانه محدود چالش‌های بزرگی را به دلیل تلاش مورد نیاز برای تجسم، اندازه‌گیری و محاسبه جریان‌های پیچیده تولید شده به عنوان تابعی از حالت بال زدن، فرکانس، دامنه، هندسه بال و عدد رینولدز ایجاد می‌کنند. ویژگی‌های جریان دهانه‌ای از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است که ممکن است شامل تشکیل و ریزش گردابه‌های دهانه‌ای باشد. چالش‌های بزرگ‌تری با فعل و انفعالات بین بال‌های تکان دهنده در مجاورت یکدیگر ارائه می‌شود.

3: پیش‌رانه بال در طبیعت شامل بال‌های انعطاف پذیر است و مزیت استفاده از بال‌های بالزن انعطاف پذیر برای کاربردهای میکرو پرنده‌ها مانند شکل 27 نشان داده شده است. با این حال، فیزیک جریان بر روی بال‌های انعطاف پذیر هنوز به طور کامل درک نشده است. پیشرفت‌ها را می‌توان از طریق آزمایش‌های با دقت طراحی شده و توسعه حل‌کننده‌های جریان که جفت‌کننده ساختار سیال کارآمد و مؤثر را در بر می‌گیرد، ایجاد کرد.

4: یکی از کاربردهای کلیدی مطالعه آیرودینامیک بال زدن، تعیین شرایط برای عملکرد بهینه از نظر بالابر، تولید نیروی تراست و کارایی است. علی‌رغم تلاش‌های تحقیقاتی قابل توجهی که در اینجا مرور می‌شود، هنوز درک کاملی از فیزیک حاکم بر عملکرد بهینه آیرودینامیکی یک بالزن وجود ندارد. پارامترهای مهمی که بر آیرودینامیک یک بال تکان‌دهنده تأثیر می‌گذارند عبارتند از شکل بال، سختی بال، نوع حرکت بال زدن (از نظر فرکانس، دامنه و فاز برای گام و فرو رفتن)، و عدد رینولدز. پیش‌بینی می‌شود که تکنیک‌های بهینه‌سازی پیشرفته را می‌توان نه تنها برای تعیین مقادیر این پارامترها برای عملکرد آیرودینامیکی بهینه پیش‌رانه بال، بلکه برای ارائه بینشی به فیزیک جریان‌ها برای عملکرد بهینه یک بالزن استفاده کرد.

5: مدل‌سازی انتقال از جریان آرام به جریان آشفته حتی برای کاربردهای بال ثابت بسیار دشوار است. اطلاعات تجربی دقیقی در مورد تشکیل حباب‌های جداسازی مورد نیاز است. اگرچه پیشرفت‌های قابل توجهی در این زمینه برای جریان‌های ایرفویل ثابت انجام شده است، هنوز اطلاعات کمی در مورد رفتار حباب‌های جداسازی روی ایرفویل‌های نوسانی وجود دارد. پیش از بهره برداری کامل از مزایای پیش‌رانه بال، پیشرفت در شکل‌گیری حباب جداسازی و مدل‌سازی جریان انتقالی ضروری است. واضح است که مکانیسم‌های بال که در طبیعت تکامل یافته‌اند، آیرودینامیک را با بسیاری از مسائل جالب و چالش برانگیز مواجه می‌کند که نیازمند بررسی محاسباتی و تجربی جریان‌های چسبناک و جدا شده بسیار پیچیده و ناپایدار است. اتخاذ یا اصلاح این مکانیسم‌های بال زدن احتمالاً منجر به توسعه وسایل نقلیه هوایی جدید می‌شود که قادر به تقلید عملکرد پروازی پرندگان و حشرات گردیم.

منابع

[1] Rozhdestvensky, K. V., and Ryzhov, V. A., "Aerohydrodynamics of Flapping-wing Propulsors," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 39, No. 8, 2003, pp. 585–633. doi:10.1016/S0376-0421(03)00077-0

[2] Shyy, W., Berg, M., and Ljungqvist, D., "Flapping and Flexible Wings for Biological and Micro Air Vehicles," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, No. 5, 1999, pp. 455–505. doi:10.1016/S0376-0421(98)00016-5

[3] Ho, S., Nassef, H., Pornsinsirak, N., Tai, Y. C., and Ho, C. M., "Unsteady Aerodynamics and Flow Control for FlappingWing Flyers,"

Progress in Aerospace Sciences, Vol. 39, No. 8, 2003, pp. 635–681.

doi:10.1016/j.paerosci.2003.04.001

[4] Triantafyllou, M. S., Techet, A. H., and Hover, F. S., “Review of Experimental Work in Biomimetic Foils,” IEEE Journal of Oceanic Engineering, Vol. 29, No. 3, 2004, pp. 585–594.

doi:10.1109/JOE.2004.833216

[5] Ansari, S. A., Zbikowski, R., and Knowles, K., “Aerodynamic Modelling of Insect-like Flapping Flight for Micro Air Vehicles,” Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42, No. 2, 2006, pp. 129–172.

doi:10.1016/j.paerosci.2006.07.001

[6] Knoller, R., “Die Gesetze des Luftwiderstandes,” Flug- und Motortechnik (Wien), Vol. 3, No. 21, 1909, pp. 1–7.

[7] Betz, A., “Ein Beitrag zur Erklarung des Segelfluges,” Zeitschrift fur Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, Vol. 3, 1912, pp. 269–272.

[8] Katzmayr, R., “Effect of Periodic Changes of Angle of Attack on Behavior of Airfoils,” NACA TM 147, Oct. 1922.

[9] Taylor, G. K., Nudds, R. L., and Thomas, A. L. R., “Flying and Swimming Animals Cruise at a Strouhal Number Tuned for High Power Efficiency,” Nature (London), Vol. 425, Oct. 2003, pp. 707–711.

doi:10.1038/nature02000

[10] Birnbaum, W., “Das ebene Problem des Schlagenden Fluegels,” Zeitschrift fuer Angewandte Mathematik und Mechanik, Vol. 4, No. 4, Aug. 1924, pp. 277–292.

doi:10.1002/zamm.19240040401

[11] von Kármán, T., and Burgers, J. M., “General Aerodynamic Theory—Perfect Fluids,” Aerodynamic Theory, edited by W. F. Durand, Vol. 2, Julius Springer, Berlin, 1934, p. 308.

- [12] Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter," NACA, Rept. 496, 1935.
- [13] Garrick, I. E., "Propulsion of a Flapping and Oscillating Airfoil," NACA, Rept. 567, 1936.
- [14] Teng, N. H., "The Development of a Computer Code for the Numerical Solution of Unsteady Inviscid and Incompressible Flow Over an Airfoil," M.S. Thesis, Naval Postgraduate School, Monterey, CA, June 1987.
- [15] Cebeci, T., Platzer, M. F., Chen, S., Chang, K. C., and Shao, J. P., Analysis of Low-Speed Unsteady Airfoil Flows, Springer, New York, 2005.
- [16] Jones, K. D., Lund, T. C., and Platzer, M. F., "Experimental and Computational Investigation of Flapping Wing Propulsion for Micro Air Vehicles," Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicles, Vol. 195, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, New York, 2001, pp. 307–339, Chap. 16.
- [17] Lewin, G. C., and Haj-Hariri, H., "Modelling Thrust Generation of a Two-Dimensional Heaving Airfoil in a Viscous Flow," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 492, 2003, pp. 339–362.
doi:10.1017/S0022112003005743
- [18] Young, J., "Numerical Simulation of the Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoils," Ph.D. Thesis, The University of New South Wales, at the Australian Defence Force Academy, May 2005.
- [19] Young, J., and Lai, J. C. S., "Vortex Lock-in Phenomenon in the Wake of a Plunging Airfoil," AIAA Journal, Vol. 45, No. 2, 2007, pp. 485–490.
doi:10.2514/1.23594

- [20] Lai, J. C. S., and Platzer, M. F., "Jet Characteristics of a Plunging Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 12, 1999, pp. 1529–1537.
- [21] Bratt, J. B., *Flow Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil*, Aeronautical Research Council, 1953, pp. 17–24.
- [22] Jones, K. D., Dohring, C. M., and Platzer, M. F., "Experimental and Computational Investigation of the Knoller-Betz Effect," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 7, July 1998, pp. 1240–1246.
- [23] Tuncer, I. H., Walz, R., and Platzer, M. F., "A Computational Study of the Dynamic Stall of a Flapping Airfoil," *AIAA Paper 98-2519*, June 1998.
- [24] Young, J., and Lai, J. C. S., "Oscillation Frequency and Amplitude Effects on the Wake of a Plunging Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 10, 2004, pp. 2042–2052.
- [25] Young, J., and Lai, J. C. S., "Mechanisms Influencing the Efficiency of Oscillating Airfoil Propulsion," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 7, July 2007, pp. 1695–1702.
doi:10.2514/1.27628
- [26] Heathcote, S., Wang, Z., and Gursul, I., "Effect of Spanwise Flexibility on Flapping Wing Propulsion," *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 24, No. 2, 2008, pp. 183–199.
doi:10.1016/j.jfluidstructs.2007.08.003
- [27] Lua, K. B., Lim, T. T., Yeo, K. S., and Oo, G. Y., "Wake-Structure Formation of a Heaving Two-Dimensional Elliptic Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 7, July 2007, pp. 1571–1583.
doi:10.2514/1.25310
- [28] Koochesfahani, M. M., "Vortical Patterns in the Wake of an Oscillating Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 9, 1989, pp. 1200–1205.

[29] Anderson, J. M., Streitlin, K., Barrett, D. S., and Triantafyllou, M. S., "Oscillating Foils of High Propulsive Efficiency," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 360, 1998, pp. 41–72.

doi:10.1017/S0022112097008392

[30] Isogai, K., Shinmoto, Y., and Watanabe, Y., "Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 10, Oct. 1999, pp. 1145–1151.

[31] Tuncer, I. H., and Platzer, M. F., "Computational Study of Flapping Airfoil Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 3, May–June 2000, pp. 514–520.

[32] Ramamurti, R., and Sandberg, W., "Simulation of Flow about Flapping Airfoils Using Finite Element Incompressible Flow Solver," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 2, Feb. 2001, pp. 253–260.

[33] Guglielmini, L., and Blondeaux, P., "Propulsive Efficiency of Oscillating Foils," *European Journal of Mechanics B Fluids*, Vol. 23, No. 2, 2004, pp. 255–278.

doi:10.1016/j.euromechflu.2003.10.002

[34] Tuncer, I. H., and Kaya, M., "Optimization of Flapping Airfoils for Maximum Thrust and Propulsion Efficiency," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 11, Nov. 2005, pp. 2329–2341.

[35] Lian, Y., and Shyy, W., "Laminar-Turbulent Transition of a Low Reynolds Number Rigid or Flexible Airfoil," *AIAA Paper 2006-3051*, June 5–8, 2006.

[36] Heathcote, S., and Gursul, I., "Flexible Flapping Airfoil Propulsion at Low Reynolds Numbers," *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 5, May 2007, pp. 1066–1079.

doi:10.2514/1.25431

[37] Neef, M. F., and Hummel, D., "Euler Solutions for a Finite-Span Flapping Wing," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, 2001, Chap. 19, pp. 429–451.

[38] Hall, K. C., and Hall, S. R., "A Rational Engineering Analysis of the Efficiency of Flapping Flight," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, 2001, Chap. 13, pp. 249–274.

[39] von Ellenrieder, K. D., Parker, K., and Soria, J., "Flow Structure behind a Heaving and Pitching Finite-Span Wing," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 490, Sept. 2003, pp. 129–138.

doi:10.1017/S0022112003005408

[40] Blondeaux, P., Fornarelli, F., Guglielmini, L., Triantafyllou, M. S., and Verzicco, R., "Numerical Experiments on Flapping Foils Mimicking Fish-like Locomotion," *Physics of Fluids*, Vol. 17, 2005, pp. 113601-1 to 12.

[41] Parker, K., von Ellenrieder, K. D., Soria, J., "Using Stereo Multigrid DPIV (SMDPIV) Measurements to Investigate the Vertical Skeleton Behind a Finite-Span Flapping Wing," *Experiments in Fluids*, Vol. 39, No. 2, Aug. 2005, pp. 281–298.

doi:10.1007/s00348-005-0971-y

[42] Spentzos, A., Barakos, G. N., Badcock, K. J., Richards, B. E., Coton, F. N., Galbraith, R. A. McD., Berton, E., and Favier, D., "Computational Fluid Dynamics Study of Three-Dimensional Dynamic Stall of Various Planform Shapes," *Journal of Aircraft*, Vol. 44, No. 4, 2007, pp. 1118–1128.

doi:10.2514/1.24331

[43] Lai, J. C. S., and Platzer, M. F., "Characteristics of a Plunging Airfoil at Zero Freestream Velocity," *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 3, 2001,

pp. 531–534.

[44] Heathcote, S., Martin, D., and Gursul, I., “Flexible Flapping Airfoil Propulsion at Zero Freestream Velocity,” *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 11, Nov. 2004, pp. 2196–2204.

[45] Freymuth, P., “Thrust Generation by an Airfoil in Hover Modes,” *Experiments in Fluids*, Vol. 9, No. 1, 1990, pp. 17–24.

doi:10.1007/BF00575331

[46] Sunada, S., Kawachi, K., Matsumoto, A., and Sakaguchi, A., “Unsteady Forces on a Two-Dimensional Wing in Plunging and Pitching Motions,” *AIAA Journal*, Vol. 39, No. 7, 2001, pp. 1230–1239.

[47] Ellington, C. P., and Usherwood, J. R., “Lift and Drag Characteristics of Rotary and Flapping Wings,” *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 195, 2001, Chap. 12, pp. 231–248.

[48] Dickinson, M. H., and Goetz, K. G., “Unsteady Aerodynamic Performance of Model Wings at Low Reynolds Numbers,” *Journal of Experimental Biology*, Vol. 174, 1993, pp. 45–64.

[49] Dickinson, M. H., “The Effects of Wing Rotation on Unsteady Aerodynamic Performance at Low Reynolds Numbers,” *Journal of Experimental Biology*, Vol. 192, 1994, pp. 179–206.

[50] Sane, S. P., and Dickinson, M. H., “The Control of Flight Force by a Flapping Wing: Lift and Drag Production,” *Journal of Experimental Biology*, Vol. 204, No. 15, 2001, pp. 2607–2626.

[51] Zbikowski, R., “On Aerodynamic Modelling of an Insect-like Flapping Wing in Hover for Micro Air Vehicles,” *Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series A: Mathematical and Physical Sciences*, Vol. 360, No. 1791, 2002, pp. 273–290.

doi:10.1098/rsta.2001.0930

[52] Ansari, S. A., Zbikowski, R., and Knowles, K., "Nonlinear Unsteady Aerodynamic Model for Insect-like FlappingWings in the Hover Part 1: Methodology and Analysis," Proceedings of the Institute of Mechanical Engineering, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 220, No. 2, April 2006, pp. 61–83; also "Nonlinear Unsteady Aerodynamic Model for Insect-like FlappingWings in the Hover Part 2: Implementation and Validation," Proceedings of the Institute of Mechanical Engineering, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 220, No. 3, June 2006, pp. 169–186.

[53] Kurtulus, D. F., Farcy, A., and Alemdaroglu, N., "Unsteady Aerodynamics of Flapping Airfoil in Hovering Flight at Low ReynoldsNumbers," AIAA Paper 2005-1356, Jan. 2005.

[54] Kurtulus, D. F., David, L., Farcy, A., and Alemdaroglu, N., "Aerodynamic Characteristics of Flapping Motion in Hover," Experiments in Fluids, Vol. 44, No. 1, 2008 pp. 23–36.

doi:10.1007/s00348-007-0369-0

[55] Liu, H., Ellington, C. P., Kawachi, K., Van Den Berg, C., and Willmott, A. P., "A Computational Fluid Dynamic Study of Hawk-Moth Hovering," Journal of Experimental Biology, Vol. 201, 1998, pp. 461–477.

[56] Liu, H., and Kawachi, K., "Leading-Edge Vortices of Flapping and RotaryWings at Low Reynolds Number," Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 195, 2001, Chap. 14, pp. 275–285.

[57] Liu, H., "Computational Biological Fluid Dynamics: Digitizing and Visualizing Animal Swimming and Flying," Integrative and Comparative Biology, Vol. 42, No. 5, 2002, pp. 1050–1059.

doi:10.1093/icb/42.5.1050

- [58] Ramamurti, R., and Sandberg, W. C., "Computational Study of 3-D Flapping Foil Flows," AIAA Paper 2001-0605, Jan. 2001.
- [59] Dickinson, M. H., Lehmann, F. O., and Sane, S., "Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight," *Science*, Vol. 284, No. 5422, 1999, pp. 1954–1960.
doi:10.1126/science.284.5422.1954
- [60] Young, J., Lai, J. C. S., and Germain, C., "Numerical Simulation and Parameter Variation of Insect Wing Motion based on Dragonfly Hovering," *AIAA Journal*, (to be published).
- [61] Wootton, R. J., and Kukalova-Peck, J., "Flight Adaptations in Palaeozoic Palaeoptera," *Biological Reviews of the Cambridge Philosophical Society*, Vol. 75, No. 1, 2000, pp. 129–167.
- [62] Bosch, H., *Interfering Airfoils in Two-Dimensional Unsteady Incompressible Flow*, CP-277, AGARD, Paper 7, Sept. 1977.
- [63] Lan, C. E., "The Unsteady Quasi-Vortex-Lattice Method with Application to Animal Propulsion," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 93, No. 4, 1979, pp. 747–765.
doi:10.1017/S0022112079002019
- [64] Schmidt, W., "Der Wellpropeller, ein Neuer Antrieb fuer Wasser-, Land-, und Luftfahrzeuge," *Zeitschrift fur Flugwissenschaften*, Vol. 13, 1965, pp. 427–479.
- [65] Platzer, M. F., Neace, K. S., and Pang, K. C., "Aerodynamic Analysis of Flapping Wing Propulsion," AIAA Paper 93-0484, Jan. 1993.
- [66] Tuncer, I. H., and Platzer, M. F., "Thrust Generation Due to Airfoil Flapping," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 2, Feb. 1996, pp. 324–331.
- [67] Jones, K. D., and Platzer, M. F., "Time-Domain Analysis of Low-Speed

Airfoil Flutter,” *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 5, May 1996, pp. 1027–1033.

[68] Zhu, Q., Wolfgang, M. J., Yue, D. K. P., and Triantafyllou, M. S., “Three-Dimensional Flow Structures and Vorticity Control in Fish-like Swimming,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 468, 2002, pp. 1–28.
doi:10.1017/S002211200200143X

[69] Jones, K. D., Castro, B. M., Mahmoud, O., and Platzer, M. F., “A Numerical and Experimental Investigation of Flapping Wing Propulsion in Ground Effect,” *AIAA Paper 2002-0866*, Jan. 2002.

[70] Tuncer, I. H., and Kaya, M., “Thrust Generation Due to Flapping Airfoils in a Biplane Configuration,” *Journal of Aircraft*, Vol. 40, No. 3, May–June 2003, pp. 509–515.

[71] Jones, K. D., Bradshaw, C. J., Papadopoulos, J., and Platzer, M. F., “Bio-Inspired Design of Flapping-Wing Micro Air Vehicles,” *The Aeronautical Journal*, Vol. 109, No. 1098, Aug. 2005, pp. 385–393.

[72] Norberg, R. A., “Hovering Flight of the Dragonfly *Aeschna Juncea*: Kinematics and Aerodynamics,” *Swimming and Flying in Nature*, Plenum Press, New York, 1975.

[73] Saharon, D., and Luttges, M., “Three-Dimensional Flow Produced by a Pitching-Plunging Model Dragonfly Wing,” *AIAA Paper 87-0121*, Jan. 1987.

[74] Saharon, D., and Luttges, M., “Visualization of Unsteady Separated Flow Produced by Mechanically Driven Dragonfly Wing Kinematics Model,” *AIAA Paper 88-0569*, Jan. 1988.

[75] Saharon, D., and Luttges, M., “Dragonfly Unsteady Aerodynamic: The Role of the Wing Phase Relations in Controlling the Produced Flows,” *AIAA Paper 89-0832*, Jan. 1989.

[76] Isogai, K., and Shinmoto, Y., "Study on Aerodynamic Mechanism of Hovering Insects," AIAA Paper 2001-2470, June 2001.

[77] Kim, D., and Choi, H., "Vortical Motion Caused by Two Flapping Wings," 2nd International Symposium Aqua-Bio-Mechanisms, Tokai University, Honolulu, Hawaii, Sept. 2004.

[78] Isogai, K., Fujishoro, S., Saitoh, T., Yamamoto, M., Yamasaki, M., and Matsubara, M., "Unsteady Three-Dimensional Viscous Flow Simulation of a Dragonfly Hovering," AIAA Journal, Vol. 42, No. 10, Oct. 2004, pp. 2053–2059.

2148 PLATZER ET AL.

Downloaded by The Library Serials on November 17, 2013 | <http://arc.aiaa.org> | DOI: 10.2514/1.29263

[79] Kornbluh, R. D., Low, T. P., Stanford, S. E., Vinande, E., Bonwit, N., Holeman, D., DeLaurier, J. D., Loewen, D., Zdunich, P., MacMaster, M., and Bilyk, D., "Flapping-wing Propulsion Using Electroactive Polymer Artificial Muscle Actuators, Phase 2: Radio-controlled Flapping-wing Testbed," SRI International, Rept. ITAD-3470-FR-03-009, 2002.

[80] Ramamurti, R., Sandberg, W., Valana, P., Kellogg, J., and Cylinder, D., "Computational Fluid Dynamics Study of Unconventional Air Vehicle Configurations," The Aeronautical Journal, Vol. 109, No. 7, July 2005, pp. 337–347.

[81] Arina, R., Atkin, C., Hanff, E., Jones, K. D., Lekas, T., Ol, M., Khalid, M., McAuliffe, B., Paquet, J. B., Platzer, M., Radespiel, R., Rist, U., Windte, J., and Yuan, W., "Experimental and Computational Investigations in Low Reynolds Number Aerodynamics, with Applications to Micro Air Vehicles," NATO-RTO, TR. AVT-101,

2006.