

توسعه حل تحلیلی رفتار دینامیکی بال زن انعطاف پذیر تحت اثر نیروهای اینرسی

هادی زارع^۱، سیدحسین پورتاکدوست^۲، حسن حدادپور^۳، آرین بی‌غش‌دل^۴

۱ دانشجوی دکتری، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۲ استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، pourtak@sharif.edu

۳ استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

۴ دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۱۰/۱۲

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۴/۰۷

چکیده

با توجه به عدم وجود حل بسته تحلیلی برای دینامیک سازه بال‌زن‌های انعطاف‌پذیر، در این مقاله، با اتخاذ رویکرد مودال، به این مهم پرداخته شده است. به‌منظور لحاظ کردن آثار حرکت شتابدار بال‌زدن روی سازه بال، نیروهای اینرسی تحت تأثیر دینامیک سازوکار ایجاد حرکت بال‌زدن، به‌صورت تحلیلی محاسبه شده و به معادلات دیفرانسیلی دینامیک سازه، اعمال می‌گردند. در ادامه، معادلات با استفاده از شرایط اولیه به‌صورت تحلیلی حل شده و معادلات حاکم بر وضعیت حرکت بال، به‌صورت توابع زمانی به‌دست می‌آیند. با در دست داشتن معادلات حرکت صلب و الاستیک بال، اثر پارامترهای گوناگون سازه‌ای و حرکتی روی پاسخ‌های گذرا و پایا، به‌صورت تحلیلی ارزیابی می‌گردد. همچنین در یک مطالعه موردی، یک سناریوی پروازی بال‌زن شبیه‌سازی می‌شود و رفتار دینامیکی آن تحت یک حرکت بال‌زدن سینوسی مورد مطالعه قرار می‌گیرد. رویکرد اتخاذشده در بررسی تحلیلی رفتار دینامیکی سازه پرنده‌های بال‌زن، دریچه‌ای جدید با استفاده از حل بسته تحلیلی به‌روی مطالعات این حوزه می‌گشاید.

واژگان کلیدی

حل تحلیلی، دینامیک سازه، پرنده بال‌زن، تحلیل مودال

۱. مقدمه

تقسیم‌بندی می‌شوند. بال‌زن‌های شبه - پرنده‌ای، در یک چرخه بال‌زدن، دارای یک صفحه‌ضربه^۱ تقریباً عمودی هستند و از پیچش اندکی در بال‌هایشان استفاده می‌کنند. آنها از بال‌زدن عمدتاً برای تولید نیروی پیشران استفاده کرده و نیروی برآ از

بال‌زن‌ها به‌دلیل کاربردهای فراوان، از جمله نظارت و مراقبت، توجه بسیاری را به‌خود جلب کرده‌اند. این وسائل از سازوکار بال‌زدن برای تولید همزمان نیروی پیشران و برآ استفاده می‌کنند. به‌طور کلی، بال‌زن‌ها به دو نوع شبه - پرنده‌ای و شبه - حشره‌ای

ترکیب سرعت‌های روبه جلو و بال‌زدن ایجاد می‌شود. در طرف دیگر، بال‌زن‌های شبه - حشره‌ای، تقریباً به‌صورت افقی بال می‌زنند و از تغییرات پیچشی شدیدی بهره می‌گیرند. بنابراین قادرند که حتی در غیاب سرعت روبه جلو، در هر نیم‌ضرب^۲، نیروی برآی مثبت تولید کنند [۱-۲]. هم بال‌زن‌های شبه - پرنده‌ای و هم بال‌زن‌های شبه - حشره‌ای، از بال‌هایی انعطاف‌پذیر (هم در راستای وتر و هم در راستای دهانه)، بهره گرفته [۳] و براساس ساختارشان، در حین پرواز تحت تغییرشکل‌های متوسط تا زیاد قرار می‌گیرند [۴]. تاکنون تلاش‌های زیادی در جهت مدلسازی الاستیسیته در بال‌زن‌ها انجام شده است.

در تلاش‌های اولیه اسمیت [۵]، با مدل‌کردن بال به‌صورت یک سازه صفحه‌ای انعطاف‌پذیر (با رفتار خطی) و به‌کمک تحلیل‌های المان محدود، آثار انعطاف‌پذیری روی اثرودینامیک حشره بید^۳ را مورد مطالعه قرار داد. لاریجانی و دلوریر [۶] یک مدل اثروالاستیک غیرخطی را براساس فرمولاسیون المان محدود توسعه دادند. آنها از نظریه نواری بهبودیافته^۴ برای مدل‌کردن اثرودینامیک ناپایا بهره گرفتند. در مدل آنها، بال از یک اسپار^۵ کامپوزیتی و میله‌هایی سبک و صلب تشکیل می‌شود. برای مدلسازی سازه بال، از فرض تیر غیرخطی (با درجات آزادی خمش و پیچش) استفاده شده است. ژو [۷] به‌صورت عددی آثار تغییرشکل سازه را بر عملکرد ورقه‌های فویل، وقتی در دو نوع سیال کم‌تراکم و پرتراکم غوطه‌ورند، مورد بررسی قرار داد. وی برای مدلسازی بال، از المان‌های صفحه‌ای غیرخطی بهره برد. او دریافت که در محدوده کوچکی از پارامترهای سازه‌ای، انعطاف‌پذیری وتری، هم نیروی پیشران و هم بازده پیشران‌شی را کاهش می‌دهد و انعطاف‌پذیری دهانه‌ای سبب افزایش نیروی پیشران، بدون کاهش بازده می‌شود. ایسوگای و هارینو [۸] روشی برای طراحی بال انعطاف‌پذیر به‌صورت بهینه با استفاده از روش مودال ارائه کرده‌اند. آنها از تئوری سطح برآزا برای محاسبه نیروهای اثرودینامیکی و همچنین از نظریه تیر ساده (با درجات آزادی خمش و پیچش) برای محاسبه مودهای ارتعاشی بهره گرفتند. سینق و کوپرا [۹]، یک تحلیل اثروالاستیک را برای بال‌زن‌هایی که قابلیت پرواز ایستا دارند توسعه دادند. آنها از تحلیل‌های اثرودینامیک ناپایا و تحلیل‌های المان محدود بهره گرفتند و بال را با استفاده از المان‌های صفحه‌ای (با رفتار خطی)

مدل کردند. گوگولاپاتی و همکاران [۱۰] نیز از یک مدل اثروالاستیک غیرخطی برای مدلسازی رفتار دینامیکی بال‌زن‌ها استفاده نموده‌اند. مدل سازه براساس تحلیل المان محدود با المان‌های صفحه‌ای غیرخطی می‌باشد و نیروی‌های ناپایای اثرودینامیکی بر مبنای نظریه جریان پتانسیل محاسبه می‌گردد.

بانرژئی و پاتیل [۱۱] از روش شبکه گردها برای تحلیل اثروالاستیک بال‌های غشایی استفاده نمودند. آنها در مطالعه خود بال را به‌صورت غشایی، که توسط یک قاب صلب نگه داشته شده، مدل کردند. در آنجا، برای مدلسازی سازه از المان صفحه‌ای با رفتار خطی بهره گرفته شده است. کیم و هان [۱۲] یک مدل دینامیک سازه‌ای از یک بال انعطاف‌پذیر برای تحلیل اثروالاستیک بال‌زن‌ها پیشنهاد دادند. آنها از مدل تئوری نواری بهبودیافته، برای تقریب نیروهای اثرودینامیکی و همچنین روش مودال برای تحلیل سازه بهره گرفتند. در آنجا، برای مدلسازی سازه از المان تیر با رفتار خطی، دارای درجات آزادی خمش و پیچش استفاده شده است. آونو و همکاران [۱۳] برای مدلسازی انعطاف‌پذیری بال‌زن‌ها از تحلیل‌های المان محدود و مدل سازه صفحه‌ای غیرخطی بهره گرفتند. نتایج آنها نشان داد که پیچش ناشی از انعطاف‌پذیری تولیدات نیروی پیشران را بهبود می‌بخشد. سو و سزنیک [۱۴] اثروالاستیسیته بال‌زن‌ها را تحلیل کردند. آنها برای محاسبه تغییر شکل‌های الاستیک بال، از فرض تیر غیرخطی (با درجات آزادی خمش، پیچش و توسیع) استفاده نموده‌اند.

ونست و همکاران [۱۵] یک مطالعه اثروالاستیک را با روش‌های المان محدود انجام دادند. در مطالعه آنها بال‌ها به‌صورت صفحه‌ای با رفتار خطی مدل شدند و دینامیک سازه با روش گلرکین حل گردید. در این مطالعه، تقابل سازه و سیال نیز به‌کمک روش مرز غوطه‌ور^۷ تحلیل می‌شود. پورتاکدوست و کریمیان [۱۶]، یک مدل اثروالاستیک برای بال‌زن‌های انعطاف‌پذیر توسعه دادند. آنها در مدل خود از یک تیر پیچشی اوپلر - برنولی بهره گرفتند و به‌کمک یک مدل اثرودینامیکی شبه‌پایا، نیروهای اثرودینامیکی را تخمین زدند. نتایج آنها نشان می‌دهد با تنظیم درست پارامترهای سختی بال، بال‌زن قادر خواهد بود که به بازده پیشران‌شی بهینه دست پیدا کند.

نوگار و همکاران [۱۷] یک مدل اثروالاستیک محاسباتی، مناسب برای مصارف کنترلی را گسترش دادند. در این مطالعه، نیروهای اثرودینامیکی با استفاده از مدل شبه‌پایا محاسبه شده و

مدل سازه توسط روش چگالش ضمنی^۸ تولید می‌شود. جوجودیه‌ها رجو [۱۸] با هدف مقایسهٔ دینامیک پرواز پرنده با فرض یا عدم فرض انعطاف‌پذیری بال به تحلیل جامع اثرودینامیک، اثروالاستیسیتته و شبیه‌سازی پرواز پرنده بال‌زن با رویکرد خطی پرداخته است. در آنجا، برای مدلسازی سازه از فرض تیر خطی (با درجات آزادی پیچش و خمش) استفاده شده است. در سازه‌های انعطاف‌پذیر حرکت دینامیکی سازه‌ای از تحریک اولیه (جابه‌جایی یا سرعت اولیهٔ المان‌های سازه) و یا از بارگذاری پیوسته ناشی می‌شود. در مورد پرنده‌های بال‌زن، مهمترین نیروهای اعمالی عبارت‌اند از نیروهای اثرودینامیکی، اینرسی (ناشی از حرکت شتابدار بال‌زدن) و همچنین نیروی گرانشی. در مطالعات تحلیلی و تجربی، لزوماً بررسی تمامی عوامل تحریک انجام نمی‌شود و فقط برخی از آنها بسته به اهداف مشخص مورد بررسی قرار می‌گیرند. برخی از محققان به اهمیت مطالعهٔ بال‌زن‌ها در غیاب نیروهای اثرودینامیکی تاکید کردند. کامبز و دنیل [۱۹]، به‌صورت تجربی به بررسی اثر نیروهای اثرودینامیکی و اینرسی -الاستیک، بر روی خمش بال پرداختند. آنها خمش بال را در معرض هوای معمولی و هلیم، که در آن سهم نیروهای دینامیک سیال به‌شدت کاهش می‌یابد مقایسه کردند و متوجه شدند که کاهش نسبتاً زیاد چگالی هوا، به تغییر اندکی در الگوی تغییرشکل‌های بال منجر می‌شود. بنابراین به این نتیجه رسیدند که نیروهای دینامیک سیال در مقایسه با نیروهای اینرسی، اثر بسیار اندکی بر روی خمش بال دارند. باروت^۹ و همکاران [۲۰] از تحلیل‌های المان محدود و تئوری الاستیسیتته غیرخطی، برای بررسی آثار حرکت دینامیکی از پیش تعیین شده و خواص الاستیسیتته بال بر تغییرشکل‌های بال استفاده کردند؛ در این مطالعه نیروهای اثرودینامیکی لحاظ نشده‌اند. مطالعهٔ آنها شامل آثار نیروهای اینرسی، (ناشی از نیروهای گریز از مرکز و کوریولیس، که حین بال‌زدن و حرکات پیچشی تولید می‌شوند) و همچنین تنش‌های ایجاد شده به‌خاطر کشش و خمش، می‌باشد. ویلسون و ورلی [۲۱] به‌صورت تجربی عملکرد بال‌زن‌های شبه - حشره‌ای را مورد بررسی قرار دادند و نیروی برآ را در پرواز ایستا اندازه‌گیری کردند. آنها از تجهیزاتی برای شبیه‌سازی حرکت بال‌زدن با یک و یا دو درجه آزادی استفاده و نیروهای آیرودینامیکی را اندازه‌گیری نمودند. برای شناسایی اثر نیروهای غیر اثرودینامیکی (نیروهای اینرسی)، آنها از یک محفظهٔ خلأ استفاده کردند. یو و همکاران [۲۲] نیز از محفظهٔ

خلأ برای بررسی اثر نیروهای غیر اثرودینامیکی استفاده کردند. با توجه به تأکید محققان [۱۹-۲۱] بر اهمیت تعیین اثر نیروهای اینرسی بر دینامیک سازه‌های بال‌زن، معمولاً از روش‌های پرهزینه‌ای چون تست تجربی و تحلیل المان محدود استفاده شده است. به‌دلیل عدم پیچیدگی مدل ریاضی نیروی اینرسی و توانایی ارائه حل بستهٔ تحلیلی با رویکرد مودال، هدف از مطالعهٔ حاضر، به‌عنوان نوآوری کلیدی تحقیق، ارائه یک حل تحلیلی برای رفتار گذرا و دائم سازه بال‌زن‌های انعطاف‌پذیر، تحت اثر نیروهای اینرسی (ناشی از حرکت شتابدار تولیدشده توسط سروو موتور) می‌باشد. اهمیت این حل تحلیلی از آن جهت است که می‌توان به بررسی پارامتری مشخصه‌های سازهٔ بال، حرکت آن و حتی دینامیک عملگر پرداخت. از سوی دیگر، با مشخص شدن اثر نیروهای اینرسی در تغییر شکل‌های الاستیک سازه، در تحلیل‌های جامع‌تر، سهم تأثیر نیروهای اثرودینامیک و جاذبه، قابل تحلیل خواهد بود. گفتنی است در مورد عملگر، فرض بر این است که دارای دینامیک مرتبهٔ دو بوده و از وضعیت صلب و الاستیک بال، تأثیری نمی‌پذیرد؛ به‌عبارت دیگر، هدف از فرض وجود عملگر، بررسی تأثیر دینامیک آن بر حرکت بال است و نه تحلیل و طراحی عملگر. همان‌طور که در بررسی ادبیات موضوع اشاره شد، برای مدلسازی دینامیک سازهٔ بال، یکی از رویکردها، استفاده از فرض تیر می‌باشد که از میان ادبیات موضوع می‌توان به [۶، ۸، ۱۲، ۱۴، ۱۶، ۱۸] اشاره نمود. تحلیل‌های تیری، به این دلیل که در آنها عمدتاً تغییرشکل‌های سازه در راستای وتر مقاطع لحاظ نمی‌گردد، مخصوصاً برای طیف بال‌زن‌های شبه‌پرنده، از اعتبار بالایی برخوردار نیستند. در این مطالعه، معادلات حاکم بر سازهٔ بال انعطاف‌پذیر، با استفاده از المان صفحه‌ای با فرض رفتار خطی سازه و رویکرد مودال به‌دست می‌آید، که از این میان در [۱۵] با فرض رفتار خطی سازه از رویکرد مودال استفاده شده است. حل این معادلات دیفرانسیلی و در نتیجه ارائهٔ حل‌های تحلیلی ما را قادر می‌سازد تا به تحلیل ارتباط بین سازه، نیروهای اینرسی و دینامیک عملگر بپردازیم. گفتنی است در ارائهٔ حل تحلیلی دینامیک سازه، به فرکانس‌های طبیعی و شکل مودهای سازه نیاز نیست و در اجرای این روش برای هر مورد به‌خصوص، فرکانس‌ها و شکل مودها با استفاده از روابط تحلیلی، تست تجربی یا تحلیل المان محدود به‌دست می‌آیند. در بخش دوم، معادلات حاکم دینامیک سازه، نحوهٔ محاسبهٔ نیروهای اینرسی و دینامیک

به‌خصوصی را ارضا کند. می‌توان جواب معادله ۱ را با رویکرد مودال، به‌صورت ترکیبی خطی از توابع ویژه نوشت:

$$w(P, t) = \sum_{r=1}^{\infty} \phi_r(P) \eta_r(t) \quad (2)$$

که در آن $\eta_r(t)$ و $\phi_r(P)$ به‌ترتیب مختصات تعمیم‌یافته و شکل مودها هستند و r نشان‌دهنده شماره مود است. با جایگذاری معادله ۲ در معادله ۱ و ضرب آن در $\phi_r(P)$ و انتگرال‌گیری روی D ، همچنین با استفاده از خواص توابع عمود برهم و روابط آنها، مجموعه‌ای از معادلات مستقل به‌صورت ۳ به‌دست می‌آید:

$$\ddot{\eta}_r(t) + 2\xi_r \omega_r \dot{\eta}_r(t) + \omega_r^2 \eta_r(t) = N_r(t) \quad (3)$$

که در آن ω_r و ξ_r به‌ترتیب، فرکانس‌های طبیعی و ضرایب میرایی و $N_r(t)$ نیروهای تعمیم‌یافته می‌باشد که به‌صورت زیر بیان می‌شود:

$$N_r(t) = \int \phi_r(P) f(P, t) dD(P) \quad (4)$$

در راستای مدل‌کردن نیروی اینرسی ناشی از حرکت شتابدار بال، دو نوع نیرو به هر المان بال اعمال می‌شود: الف) نیروهای گریز از مرکز؛ ب) نیروهای عمود بر سطح. با فرض استقامت بالای کششی سازه بال، نیروهای گریز از مرکز در نظر گرفته نشده است. مجموع نیروهای اینرسی عمودی، که به‌دلیل شتاب زاویه‌ای بال به یک المان وارد می‌شود، عبارت است از:

$$\sum_{i,j} f_{ij} = a_n dm = y \gamma(t) \ddot{d}m \quad (5)$$

که در آن f_{ij} نیروی اعمالی از المان‌های کناری، a_n و y به‌ترتیب شتاب خطی و موقعیت المان جرمی dm ، و $\ddot{d}(t)$ شتاب زاویه‌ای سازه بال است. بنابراین، طبق قانون سوم نیوتن، نیروی اینرسی اعمالی از این المان به سازه بال برابر است با:

$$dF_I = -y[-\ddot{d}(t)] dm = y \ddot{d}(t) dm \quad (6)$$

به‌کمک معادله ۶ می‌توان نیروهای تعمیم‌یافته را به‌صورت معادله ۷ تعیین کرد:

$$N_r(t) = \int \phi_r dF_I = \int \phi_r y \ddot{d}(t) dm \\ = \sum_{i,j} \phi_{r_{i,j}} y_{i,j} \ddot{d}(t) dm_{i,j} = \ddot{d}(t) \Gamma_r \quad (7)$$

$$\Gamma_r = \sum_{i,j} \phi_{r_{i,j}} y_{i,j} dm_{i,j} \quad (8)$$

عملگر توصیف می‌شود. در بخش‌های سوم و چهارم، به‌ترتیب حل‌های تحلیلی بال صلب و انعطاف‌پذیر ارائه شده است. بخش پنجم نیز نتایج شبیه‌سازی را برای یک سناریوی پروازی مشخص نشان می‌دهد. در این بخش، به‌منظور صحت‌سنجی روابط تحلیلی در یک بررسی موردی، نتایج حل تحلیلی با نتایج حاصل از تحلیل پاسخ گذرا در نرم‌افزار Nastran-Patran مقایسه می‌گردد. در نهایت، نتیجه‌گیری در بخش ششم ارائه شده است.

۲. معادلات حاکم

به‌طور کلی، فرضیات در نظر گرفته شده در مدل‌سازی انجام‌شده عبارت‌اند از:

۱. دینامیک مرتبه دو برای سروو موتور
۲. عدم تأثیر دینامیک سروو موتور از دینامیک سازه و حرکت بال
۳. رفتار خطی سازه (با فرض فاصله نسبی فرکانس بال‌زدن از فرکانس‌های طبیعی سازه و به‌منظور توانایی استفاده از رویکرد مودال در حل مسئله)
۴. استقامت بالای کششی (درون صفحه) سازه بال
۵. حرکت سینوسی بال‌زدن
۶. عدم حرکت دستگاه بدنی نسبت به دستگاه مختصات اینرسی
۷. عدم وجود نیروهای اثرودینامیکی و گرانشی (جهت تحلیل مستقل اثر نیروهای اینرسی)

نخست به مدل‌سازی رفتار دینامیکی سازه‌های انعطاف‌پذیر پرداخته می‌شود. به‌طور کلی می‌توان یک مسئله مقدار مرزی که توصیف‌کننده رفتار سیستم‌های میرا شده است را به‌صورت عملگری نوشت [۲۳]:

$$Lw(P, t) + C\dot{w}(P, t) + m(P)\ddot{w}(P, t) = f(P, t) \quad (9)$$

که در آن $w(P, t)$ جابه‌جایی P در دامنه D ، L عملگر دیفرانسیلی همگن خطی خود - الحاق از مرتبه $2p$ مربوط به سختی سازه بوده و $m(P)$ و $f(P, t)$ به‌ترتیب، توابع توزیع جرمی و توزیع نیرو می‌باشند. همچنین C عملگر دیفرانسیلی همگن خطی از مرتبه $2p$ ، برای در نظر گرفتن نیروهای میرایی، به‌عنوان نوع خاصی از نیروهای ناپایستار است. جواب $w(P, t)$ متناسب با مسئله مورد بررسی باید شرایط مرزی و اولیه

$$A_{11} = A_{21} \sqrt{\left(\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^{-1} - \frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 + (2\zeta_c)^2} \quad (17)$$

$$\phi_{22} = \tan^{-1}\left(\frac{2\zeta_c \sqrt{1 - \zeta_c^2}}{\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 - (1 - 2\zeta_c^2)}\right) \quad (18)$$

$$\phi_{11} = \tan^{-1}\left(-\frac{2\zeta_c \frac{\omega_f}{\omega_c}}{1 - \left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2}\right) \quad (19)$$

با در نظر گرفتن معادله ۱۳، پاسخ عملگر به ورودی سینوسی شامل عبارتهایی مربوط به فاز گذرا و حالت پایا می‌باشد. پاسخ حالت پایا با سوق دادن زمان به سمت بینهایت به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} \gamma(t) &= \lim_{t \rightarrow \infty} [e^{-\zeta_c \omega_c t} A_{22} \sin(\omega_{dc} t + \phi_{22}) \\ &+ A_{11} \sin(\omega_f t + \phi_{11})] = A_{11} \sin(\omega_f t + \phi_{11}) \\ &= \gamma_{\max} \frac{\frac{\omega_f}{\omega_c} \sqrt{\left(\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^{-1} - \frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 + (2\zeta_c)^2}}{\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^4 - 2(1 - 2\zeta_c^2) \left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 + 1} \sin(\omega_f t \\ &+ \phi_{11}) \end{aligned} \quad (20)$$

با مقایسه این پاسخ با ورودی سینوسی مشاهده می‌شود که دینامیک عملگر، هم روی دامنه و هم روی فاز حرکت سینوسی تأثیر می‌گذارد. در یک بررسی دقیق‌تر، رابطه ۲۱ به دست می‌آید.

$$\lim_{t \rightarrow \infty, \frac{\omega_f}{\omega_c} \rightarrow 0} \gamma(t) = \gamma_{\max} \sin(\omega_f t) \quad (21)$$

این بررسی نشان می‌دهد که اگر فرکانس عملگر، به میزان کافی بزرگتر از فرکانس بال‌زدن باشد، پاسخ حالت پایا به سمت حرکت مطلوب (ورودی عملگر) میل می‌کند و اختلاف فاز حرکت و از آن مهمتر، کاهش دامنه بال‌زدن اتفاق نخواهد افتاد.

۴. حل تحلیلی حرکت بال انعطاف‌پذیر

با توجه به معادله سازه، برای محاسبه نیروهای تعمیم‌یافته، به مشتق دوم $\gamma(t)$ نیاز است. در این بخش، با توجه به حرکت سینوسی بال داریم:

$$\dot{\gamma}(t) = e^{-\zeta_c \omega_c t} [\hat{A}_{22} \sin(\omega_{dc} t + \hat{\phi}_{22}) + \hat{A}_{11} \sin(\omega_f t + \phi_{11})] \quad (22)$$

$$\hat{A}_{22} = -A_{22} \omega_c^2 ; \hat{A}_{11} = -A_{11} \omega_f^2 \quad (23)$$

$$\hat{\phi}_{22} = \phi_{22} + \tan^{-1}\left(\frac{2\zeta_c \sqrt{1 - \zeta_c^2}}{1 - 2\zeta_c^2}\right) \quad (24)$$

همان‌گونه که مشاهده می‌شود، Γ_r یک مشخصه سازه‌ای بوده که به جنس و شکل سازه بستگی داشته و مستقل از نوع حرکت می‌باشد که با اقتباس از مفهوم تعمیم‌یافته در ادبیات مودال (مانند مختصات تعمیم‌یافته یا نیروی تعمیم‌یافته) می‌توان آن را ممان اینرسی تعمیم‌یافته نامید. برای مدل دینامیک عملگر، طبق مأخذ [۲۴]، تابع تبدیل حلقه‌بسته با دقت مناسبی می‌تواند توسط یک تابع مرتبه دو تخمین زده شود.

$$G(s) = \frac{\omega_c^2}{s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2} \quad (9)$$

همان‌طور که در معادله ۹ نشان داده شده است، پارامترهای قابل تنظیم دینامیک عملگر عبارت‌اند از: ζ_c (ضریب میرایی دینامیک عملگر) و ω_c (فرکانس دینامیک عملگر).

۳. حل تحلیلی حرکت بال صلب

چون بخش عمده‌ای از حرکت بال‌زدن هارمونیک است، این بخش به ارائه یک حل تحلیلی برای خروجی عملگر تحت یک ورودی سینوسی می‌پردازد. همان‌طور که در بخش دوم مطرح شد، با در نظر گرفتن تابع تبدیل مرتبه دو برای دینامیک عملگر داریم:

$$\frac{\gamma}{\gamma_{\text{desired}}}(s) = \frac{\omega_c^2}{s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2} \quad (10)$$

با فرض حرکت سینوسی، تابع بال‌زدن برابر است با:

$$\gamma_{\text{desired}}(t) = \gamma_{\max} \sin(\omega_f t) \quad (11)$$

برای محاسبه خروجی، با استفاده از تبدیل لاپلاس ۱۱ و اعمال به معادله دینامیکی عملگر داریم:

$$\begin{aligned} \gamma(s) &= \frac{\gamma}{\gamma_{\text{desired}}}(s) \gamma_{\text{desired}}(s) \\ &= \frac{\gamma_{\max} \omega_f \omega_c^2}{(s^2 + 2\zeta_c \omega_c s + \omega_c^2)(s^2 + \omega_f^2)} \end{aligned} \quad (12)$$

در نهایت، با استفاده از معکوس لاپلاس و اعمال چند ساده‌سازی، به معادله نهایی خواهیم رسید:

$$\gamma(t) = e^{-\zeta_c \omega_c t} A_{22} \sin(\omega_{dc} t + \phi_{22}) + A_{11} \sin(\omega_f t + \phi_{11}) \quad (13)$$

$$\omega_{dc} = \omega_c \sqrt{1 - \zeta_c^2} \quad (14)$$

$$A_{21} = \frac{\gamma_{\max} \frac{\omega_f}{\omega_c}}{\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^4 - 2(1 - 2\zeta_c^2) \left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 + 1} \quad (15)$$

$$A_{22} = A_{21} \sqrt{\frac{1}{1 - \zeta_c^2} \left[\left(\frac{\omega_f}{\omega_c}\right)^2 - (1 - 2\zeta_c^2)\right]^2 + (2\zeta_c)^2} \quad (16)$$

با جایگذاری معادله ۲۲ در (۷) و سپس در معادله ۷، معادله دیفرانسیل سازه بال انعطاف‌پذیر تحت حرکت سینوسی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \ddot{\eta}_r(t) + 2\zeta_r \omega_r \dot{\eta}_t(t) + \omega_r^2 \eta_r(t) &= N_r \\ &= \dot{\gamma}(t) \Gamma_r \\ &= \hat{A}_{22} \Gamma_r e^{-\zeta_c \omega_c t} \sin(\omega_{dc} t) \\ &\quad + \hat{\phi}_{22}) \\ &\quad + \Gamma_r \hat{A}_{11} \sin(\omega_f t + \phi_{11}) \end{aligned} \quad (25)$$

جواب این معادله با توجه به شرایط اولیه برابر است با:

$$\begin{aligned} \eta_r(t) &= A_1 \sin(\omega_f t + \phi_1) \\ &\quad + e^{-\zeta_c \omega_c t} A_2 \sin(\omega_{dc} t) \\ &\quad + \phi_2) \\ &\quad + e^{-\zeta_r \omega_r t} A_3 \sin(\omega_{dr} t) \\ &\quad + \phi_3) \end{aligned} \quad (26)$$

$$\omega_{dr} = \omega_r \sqrt{1 - \zeta_r^2} \quad (27)$$

$$A_3 = \frac{\eta_{r0} - A_2 \sin(\phi_2) - A_1 \sin(\phi_1)}{\sin(\phi_3)} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \phi_3 &= \tan^{-1} \left\{ \left(\frac{\omega_r}{\omega_c} \sqrt{1 - \zeta_r^2} [\eta_{r0} - A_2 \sin(\phi_2) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - A_1 \sin(\phi_1)] \right) \right. \\ &\quad \left. / \left(\dot{\eta}_{r0} - A_1 \frac{\omega_f}{\omega_c} \cos(\phi_1) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \zeta_c A_2 \sin(\phi_2) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - \sqrt{1 - \zeta_c^2} A_2 \cos(\phi_2) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. + \zeta_r \frac{\omega_r}{\omega_c} [\eta_{r0} - A_2 \sin(\phi_2) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - A_1 \sin(\phi_1)] \right) \right\} \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} A_2 &= -\Gamma_r A_{22} \left\{ \left[\left(\frac{\omega_r}{\omega_c} \right)^2 - (1 - 2\zeta_c^2) \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - 2\zeta_r \zeta_c \left(\frac{\omega_r}{\omega_c} \right) \right]^2 \right. \\ &\quad \left. + \left[2\zeta_r \left(\frac{\omega_r}{\omega_c} \right) \sqrt{1 - \zeta_c^2} \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - 2\zeta_c \sqrt{1 - \zeta_c^2} \right]^2 \right\}^{-\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (30)$$

$$A_1 = \frac{-\Gamma_r \left(\frac{\omega_f}{\omega_r} \right)^2 A_{11}}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{\omega_f}{\omega_r} \right)^2 \right)^2 + \left(2\zeta_r \left(\frac{\omega_f}{\omega_r} \right) \right)^2}} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \phi_2 &= \tan^{-1} \left(\frac{2\zeta_c (1 - \zeta_c^2)}{\left(\frac{\omega_f}{\omega_c} \right)^2 - (1 - 2\zeta_c^2)} \right) \\ &\quad + \tan^{-1} \left(\frac{2\zeta_c \sqrt{1 - \zeta_c^2}}{1 - 2\zeta_c^2} \right) \\ &\quad - \tan^{-1} \left(\frac{2\zeta_r \frac{\omega_r}{\omega_c} \sqrt{1 - \zeta_c^2} - 2\zeta_c \sqrt{1 - \zeta_c^2}}{\left(\frac{\omega_r}{\omega_c} \right)^2 - 2\zeta_r \zeta_c \frac{\omega_r}{\omega_c} - (1 - 2\zeta_c^2)} \right) \end{aligned} \quad (32)$$

$$\begin{aligned} \phi_1 &= \tan^{-1} \left(-\frac{2\zeta_c \frac{\omega_f}{\omega_c}}{1 - \left(\frac{\omega_f}{\omega_c} \right)^2} \right) \\ &\quad - \tan^{-1} \left(\frac{2\zeta_r \frac{\omega_f}{\omega_r}}{1 - \left(\frac{\omega_f}{\omega_r} \right)^2} \right) \end{aligned} \quad (33)$$

همان‌طور که در معادلات ۲۶ تا ۳۲ مشاهده می‌شود، در حالتی که فرکانس‌های طبیعی موده‌های سازه‌ای به سمت بینهایت میل کند، داریم:

$$\lim_{\omega_r \rightarrow \infty} \eta_r(t) = 0 \quad (34)$$

بنابراین می‌توان با تقریب خوبی از فرکانس‌های بالا صرف نظر کرد. برای بررسی شرایط وقوع رزونانس، ضرایب A_1 ، A_2 و A_3 مورد بررسی قرار گرفتند. معادله ۳۰ نشان می‌دهد که ζ_c در مخرج از بینهایت شدن ضریب A_2 جلوگیری می‌کند. از طرف دیگر، در صورت ناچیز بودن میرایی سازه، زمانی که $\omega_f / \omega_r \rightarrow 0$ ضریب A_1 و متعاقباً A_3 ، به سمت بینهایت میل می‌کنند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، عبارت نامایی با توان منفی با گذشت زمان کوچکتر شده و اثر A_3 را خنثی می‌کند در حالی که A_1 (پاسخ حالت پایا)، بزرگ باقی مانده و سبب وقوع رزونانس می‌شود. شکل ۱ تغییرات A_1 (دامنه بخش نامیرای مختصات تعمیم‌یافته) را برای مقادیر مختلف نسبت‌های فرکانسی نشان می‌دهد. با توجه به این شکل می‌توان برداشت کرد که زمانی که $\omega_f = \omega_r = \omega_c$ باشد، بیشینه مقدار A_1 نتیجه می‌شود. برای درک اثر ضریب میرایی در این حالت، مقادیر A_1 در این شرایط برای مقادیر مختلف ζ_r در شکل ۲ نمایش داده شده است.

۵. شبیه‌سازی و اعتبارسنجی

به‌منظور درک بهتر نتایج و نحوه پیاده‌سازی آنها، در این بخش یک سناریوی حرکتی خاص شبیه‌سازی می‌شود. در این سناریو حرکت بال‌زدن به شکل سینوسی می‌باشد. همان‌طور که در بخش تحلیلی نشان داده شد، به دلیل دینامیک عملگر، ورودی سینوسی لزوماً در خروجی دیده نمی‌شود. چون حرکت از حالت سکون شروع شده، شرایط اولیه برای حل تحلیلی معادلات سازه صفر قرار داده می‌شود. بنابراین تنها عامل تحریک سازه، نیروهای اینرسی حاصل از حرکت شتابدار بال‌زدن (خروجی عملگر) بوده که بعد از فاز گذرای اولیه، به یک حرکت سینوسی پایا می‌رسد.

نحوه محاسبه موقعیت هر نقطه روی بال تغییرشکل یافته، P نسبت به I عبارت است از:

$$S_{PEI} = S_{PEPR} + S_{PRI} \quad (37)$$

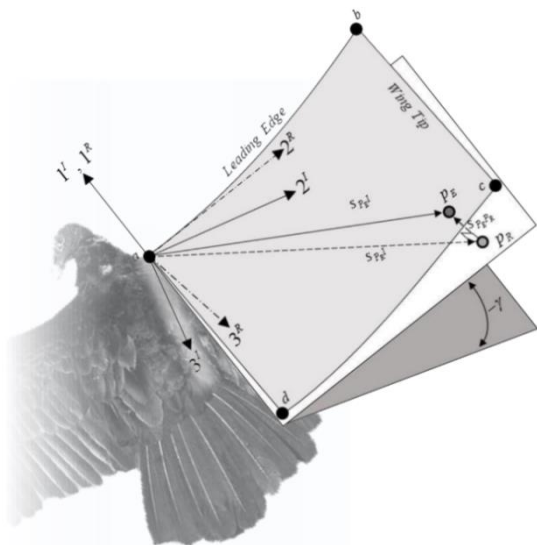
$$\begin{aligned} [S_{PEI}]^I &= [S_{PEPR}]^I + [S_{PRI}]^I \\ &= [T]^{IR} [S_{PEPR}]^R \\ &\quad + [T]^{IR} [S_{PRI}]^R \end{aligned} \quad (38)$$

$$[S_{PRI}]^R = \begin{bmatrix} x^R \\ y^R \\ z^R \end{bmatrix}; [S_{PEPR}]^R = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ z^E \end{bmatrix} \quad (39)$$

$$z^E = \sum_r \eta_r(t) \phi_r(P) \quad (40)$$

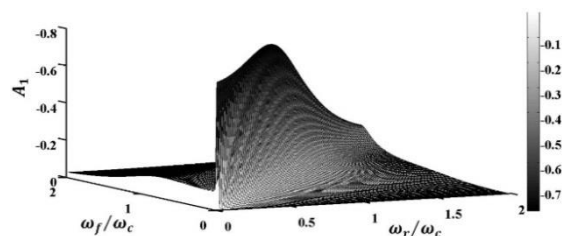
بالانویس‌های I ، R و E به ترتیب بیانگر دستگاه مختصات اینرسی، دستگاه مختصات بال و تغییرشکل الاستیک در دستگاه بال صلب می‌باشد. در نهایت می‌توان مختصات هر نقطه دلخواه را نسبت به دستگاه مختصات اینرسی به صورت زیر تعیین کرد:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} x^I \\ y^I \\ z^I \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\gamma) & \sin(-\gamma) \\ 0 & -\sin(-\gamma) & \cos(-\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x^R \\ y^R \\ z^R \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} x^R \\ y^R \cos(\gamma) - z^E \sin(\gamma) \\ y^R \sin(\gamma) + z^E \cos(\gamma) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (41)$$

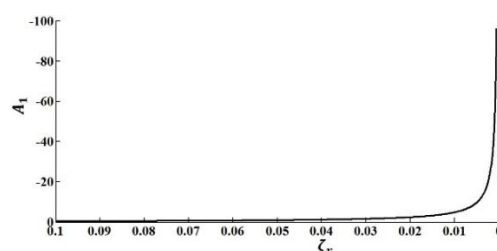


شکل ۳. تعریف دستگاه‌های مختصات و بردارهای جابه‌جایی

با اینکه روابط استخراج شده در بخش سوم، مستقل از نوع هندسه و المان‌بندی سازه‌ای است، سازه بال مورد نظر (نشان داده شده در شکل ۳) مستطیلی است. چون سازه بال، به سازوکار ایجاد حرکت بال‌زدن متصل است، به صورت یک‌سر گیردار مدل می‌شود. همان‌طور که پیشتر مطرح شد، ارتعاشات سازه‌ای نسبت



شکل ۱. تغییرات A_1 برای مقادیر مختلف نسبت‌های فرکانسی در $\zeta_r = 0.07$

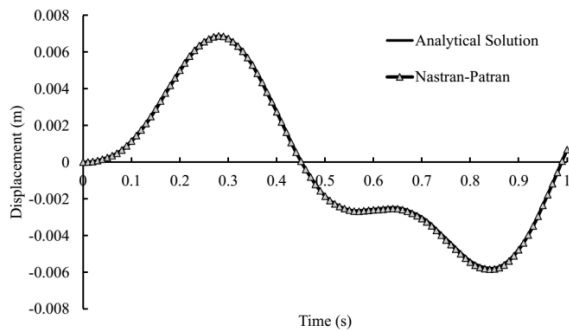


شکل ۲. تغییرات A_1 برای مقادیر مختلف ζ_r در برابری نسبت‌های فرکانسی ($\omega_f = \omega_r = \omega_c$)

$$\begin{aligned} \eta_r(t=0) &= 0 \\ \dot{\eta}_r(t=0) &= 0 \end{aligned} \quad (35)$$

در این مقاله، حرکت الاستیک بال راست، شبیه‌سازی و فرض شده است که بدنه پرنده، نسبت به دستگاه مختصات اینرسی بی‌حرکت باقی می‌ماند. بنابراین می‌توان حرکت صلب بال را به کمک زاویه γ در دستگاه مختصات اینرسی تعیین کرد. علاوه بر حرکت صلب بال، هر یک از المان‌ها دارای یک حرکت ارتعاشی حول موقعیت صلب خود می‌باشند. همان‌طور که در شکل ۳ نمایش داده شده است، دو بردار جابه‌جایی برای تعیین موقعیت و وضعیت هر یک از المان‌های بال در دستگاه مختصات اینرسی نیاز است. مبدأ این دستگاه مختصات، در نقطه اتصال بال به بدنه قرار دارد. جهت مثبت محور 1^I و 3^I به ترتیب به سمت دماغه پرنده و بال راست می‌باشد. جهت مثبت محور 2^I با توجه به قانون دست راست، به سمت پایین و در صفحه تقارن پرنده است. دستگاه مختصات بال صلب در لحظه‌ای که حرکت بال‌زدن شروع نشده باشد، بر دستگاه مختصات اینرسی منطبق است، اما با شروع حرکت بال‌زدن، حول محور 1^I به اندازه زاویه بال‌زدن γ می‌چرخد. بنابراین ماتریس تبدیل دستگاه مختصات اینرسی به بال به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$[T]^{IR} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(-\gamma) & \sin(-\gamma) \\ 0 & -\sin(-\gamma) & \cos(-\gamma) \end{bmatrix} \quad (36)$$



شکل ۴. جابه جایی نقطه C با در نظر گرفتن تعداد مختلفی از مودها

جدول ۲. پارامترهای در نظر گرفته شده در شبیه سازی

| مقدار | پارامتر |
|--------|--------------------------------|
| ۴ | t_{final} (s) |
| 2π | ω_f ($\frac{rad}{s}$) |
| ۳۰ | γ_{max} (deg) |
| ۵ | ω_c ($\frac{rad}{s}$) |
| ۰/۵ | ζ_c |
| ۰/۰۷ | ζ_r |

همان طور که پیشتر ذکر شد، تعداد مودهای فعال، به نوع مسئله بستگی دارد. شبیه سازی با در نظر گرفتن تعداد مودهای مختلف انجام شد و اثر تعداد مود روی رفتار یک المان مشخص از بال (نقطه C در شکل ۳) مورد بررسی قرار گرفت. نتایج این مطالعه در شکل ۵ نمایش داده شده است. جدول ۳ خطای جابه جایی الاستیک نقطه C، ناشی از حذف مودهای فرکانس بالا را نشان می دهد.

جدول ۳. تحلیل خطای ناشی از حذف مودهای فرکانس - بالا

| تعداد مودها | z_i (cm) | $error(\Delta z_i/z_i)$ |
|-------------|------------|-------------------------|
| ۱ | ۵/۷۲ | ۰/۳ درصد |
| ۲ | ۵/۷۰ | ۰/۳ درصد |
| ۳ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۴ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۵ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۶ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۷ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۸ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |
| ۹ | ۵/۶۹ | ۰/۰ درصد |

با رجوع به جدول ۳، می توان نتیجه گرفت که در نظر گرفتن تنها سه مود، با دقت خیلی خوبی (۰/۱ درصد) کافی است. در

به موقعیت صلب بال به دست آمده و سپس با استفاده از معادله ۳۸ موقعیت آن نسبت به دستگاه مختصات اینرسی محاسبه می گردد. برای سادگی در تحلیل المان محدود، سازه بال به صورت یک سازه مستطیلی تقویت شده در نظر گرفته شده است. این سازه به صورت یک صفحه با ابعاد $1 \times 50 \times 30$ میلی متر که با یک تیر با مقطع دایروی (به شعاع ۲ میلی متر) در لبه حمله تقویت شده (برای تقویت خمشی بال حول محور 1^R) مدل شده است. جنس در نظر گرفته شده، آلومینیوم ($E = 70 \text{ GPa}$, $G = 26 \text{ GPa}$, $\rho = 2710 \text{ kg/m}^3$) می باشد.

جدول ۱. فرکانس های طبیعی ده مود اول

| شماره مود | فرکانس های طبیعی (هرتز) |
|-----------|-------------------------|
| ۱ | ۲/۵۶ |
| ۲ | ۶/۸۱ |
| ۳ | ۱۶/۵۷ |
| ۴ | ۲۷/۱۱ |
| ۵ | ۴۴/۳۳ |
| ۶ | ۵۷/۵۰ |
| ۷ | ۲۹/۲۴ |
| ۸ | ۶۸/۶۵ |
| ۹ | ۷۱/۹۷ |
| ۱۰ | ۱۰۲/۵۲ |

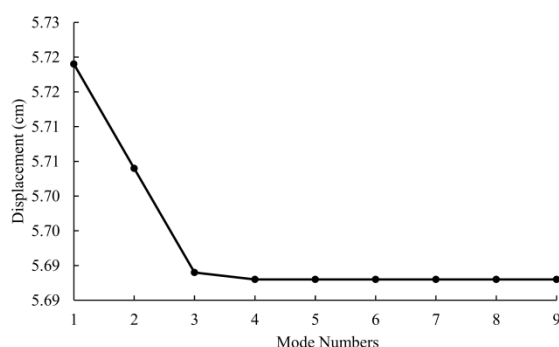
برای محاسبه خواص سازه های بال (فرکانس های طبیعی و شکل مودها)، به دلیل سادگی سازه و اهمیت مودهای اصلی، تنها ده مود اول سازه در نظر گرفته می شود. البته در پیاده سازی حل تحلیلی، با توجه به شرایط همگرایی، تعداد مودهای فعال به دست خواهند آمد. فرکانس های طبیعی ده مود اول سازه در جدول ۱ آمده است. برای صحت سنجی حل تحلیل دینامیک سازه بال، از پاسخ گذرای^۱ نرم افزار تجاری Nastran-Patran استفاده شده است. بدین منظور، یک نیروی متمرکز متغیر با زمان به صورت $f(t) = 0.1 \sin(2\pi t)$ در لبه فرار نوک بال (نقطه C نشان داده شده در شکل ۳)، به مدت یک ثانیه اعمال شده و تاریخچه زمانی جابه جایی آن نقطه، در شکل ۴، نمایش داده شده است. مقایسه نتایج پاسخ گذرا با نتایج روابط تحلیلی ارائه شده در مقاله، در این شکل، حاکی از صحت حل تحلیلی و همچنین عدم جابه جایی های درون صفحه ای المان های سازه ای است. پارامترهای لازم برای شبیه سازی و مقادیر در نظر گرفته شده برای آنها در جدول ۲ آمده است.

تحلیلی دارد. یکی از کاربردهای عمده معادلات تحلیلی به‌دست آمده، آن است که با توجه به در دست داشتن معادلات تحلیلی دینامیک سازه، می‌توان به‌طور شفاف، تأثیر پارامترهای سازه‌ای و حرکتی را بر دینامیک سازه مشاهده کرد که در انتخاب سازه بال در فرایند طراحی پرنده‌های بال‌زن ضروری می‌نماید. در این مقاله نشان داده شد که در سیستم بال‌زن در نظر گرفته شده، رزونانس زمانی اتفاق می‌افتد که فرکانس سازه و بال‌زدن برابر باشد و بیشترین دامنه زمانی رخ می‌دهد که هر سه فرکانس سازه، بال‌زدن و دینامیک عملگر یکی شوند. حل بسته تحلیلی به‌دست آمده نشان می‌دهد که مختصات تعمیم‌یافته در مودهای با فرکانس بالا به‌سمت صفر میل می‌کند که این موضوع ادعای محققان مبنی بر عدم لزوم در نظر گرفتن مودهای با فرکانس بالا در تحلیل‌های مربوط به بال‌زن الاستیک را تصدیق می‌نماید. به‌طور کلی این مطالعه اهمیت نیروهای اینرسی را در ایجاد تغییرشکل‌های الاستیک نشان می‌دهد و بیان می‌کند که در تحلیل‌های جامع‌تر (در نظر گرفتن دیگر نیروهای اعمالی به سازه بال)، آثار نیروهای اینرسی به‌عنوان یکی از نیروهای مهم نباید نادیده گرفته شود. در مطالعات آتی، دیگر نیروهای مؤثر در دینامیک رفتار سازه بال‌زن‌ها شامل جاذبه و اثرودینامیک می‌توانند با استفاده از سری‌های هارمونیک مانند فوریه مدل شده و در روند استخراج حل بسته تحلیلی مورد توجه قرار گیرند.

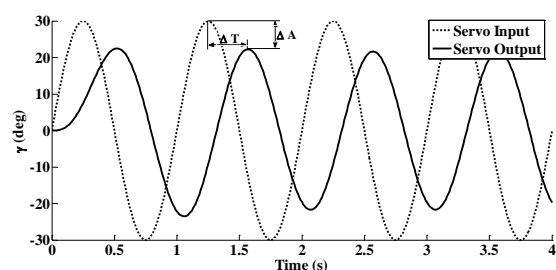
نهایت شبیه‌سازی پرواز با در نظر گرفتن سه مود اول سازه، انجام شد. جابه‌جایی نقاط a ، b ، c و d (تعریف‌شده در شکل ۳)، در شکل ۶ نمایش داده شده است. طبق پیش‌بینی، جابه‌جایی نقطه a (محل لولای بال) صفر است. از سوی دیگر، بیشترین جابه‌جایی، مربوط به نقطه c (واقع در لبه فرار و نوک بال) می‌باشد. دلیل جابه‌جایی بیشتر نقطه b نسبت به d ، نیروی اینرسی بیشتری است که به b اعمال شده است. زاویه بال‌زدن در طول زمان، که تحت تأثیر دینامیک عملگر می‌باشد، در شکل ۶ نشان داده شده است که در آن ΔT و ΔA به ترتیب زمان تأخیر و اختلاف دامنه ناشی از دینامیک عملگر می‌باشند. شکل ۷ موقعیت بال را در یک نیم‌ضرب در سه لحظه زمانی گوناگون نشان می‌دهد.

۶. نتیجه‌گیری

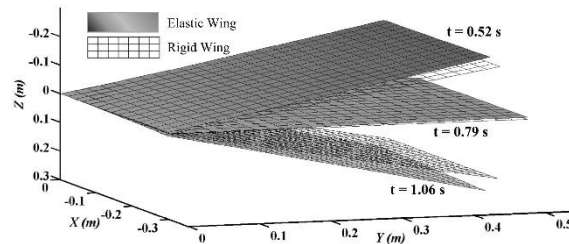
در این مقاله، برای نخستین بار یک حل تحلیلی بسته برای دینامیک سازه بال انعطاف‌پذیر، با استفاده از رویکرد مودال ارائه و یک پرواز متعارف پرنده‌گان (بال‌زدن سینوسی) توسط یک سروو موتور شبیه‌سازی شد. این حل بسته، محققان را از انجام روندهای تجربی و عددی پرهزینه برای تحلیل اثر صرف نیروی اینرسی بر سازه‌های بال‌زن انعطاف‌پذیر (با مقاصدی چون شناسایی و حذف اثر آن، به منظور مدل‌سازی صحیح نیروهای اثرودینامیکی) بی‌نیاز می‌سازد. روند صحت‌سنجی انجام‌شده نشان از صحت روابط



شکل ۵. جابه‌جایی نقطه C با در نظر گرفتن تعداد مختلفی از مودها



شکل ۶. تأثیر دینامیک سروو موتور بر روی زاویه بال‌زدن



شکل ۷. وضعیت بال در سه مقطع زمانی متوالی

۷. مآخذ

- [1] B. Singh, I. Chopra, Dynamics of insect-based flapping wings: Loads validation, *AIAA Paper*, vol. 1663, p. 2006, 2006.
- [2] C. P. Ellington, the Aerodynamics of Hovering Insect Flight. I. The Quasi-Steady Analysis, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. B, Biological Sciences*, vol. 305, pp. 1-15, 1984.
- [3] W. Shyy, M. Berg, D. Ljungqvist, Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles, *Progress in aerospace sciences*, vol. 35, pp. 455-505, 1999.
- [4] R. J. Wootton, Functional morphology of insect wings, *Annual review of entomology*, vol. 37, pp. 113-140, 1992.
- [5] M. Smith, The effects of flexibility on the aerodynamics of moth wings-Towards the development of flapping-wing technology, presented at the 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1995.
- [6] R. F. Larijani, J. D. DeLaurier, A nonlinear aeroelastic model for the study of flapping wing flight, *Progress in Astronautics and Aeronautics*, vol. 195, pp. 399-428, 2001.
- [7] Q. Zhu, Numerical simulation of a flapping foil with chordwise or spanwise flexibility, *AIAA journal*, vol. 45, pp. 2448-2457, 2007.
- [8] K. Isogai, Y. Harino, Optimum Aeroelastic Design of a Flapping Wing, *Journal of Aircraft*, vol. 44, pp. 2040-2048, 2007.
- [9] B. Singh, I. Chopra, An aeroelastic analysis for the design of insect-based flapping wings, presented at the 48th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.
- [10] A. Gogulapati, P. Friedmann, W. Shyy, Nonlinear Aeroelastic Effects in Flapping Wing Micro Air Vehicles, presented at the 49th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2008.
- [11] S. P. Banerjee, M. Patil, Aeroelastic analysis of membrane wings, presented at the 49th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2008.
- [12] D.-K. Kim, H. Han, A Dynamic Model of a Flexible Flapping Wing for Fluid-Structure Interaction Analysis, presented at the 15th International Congress on Sound and Vibration, 2008.
- [13] H. Aono, C. Kang, C. E. Cesnik, W. Shyy, A numerical framework for isotropic and anisotropic flexible flapping wing aerodynamics and aeroelasticity, presented at the 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2010.
- [14] W. Su, C. Cesnik, Nonlinear Aeroelastic Simulations of a Flapping Wing Micro Air Vehicle Using Two Unsteady Aerodynamic Formulations, presented at the 51st AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2010.
- [15] T. Vanneste, J. Paquet, S. Grondel, E. Cattan, Aeroelastic simulation of flexible flapping wing based on structural FEM and quasi-steady aerodynamic model, in *Proceedings of 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2012*, 2012.
- [16] S. H. Pourtakdoust, S. K. Aliabadi, Evaluation of flapping wing propulsion based on a new experimentally validated aeroelastic model, *Scientia Iranica*, vol. 19, pp. 472-482, 6// 2012.

- [17] S. Nogar, A. Gogulapati, J. M. Jack, A. Serrani, Approximate Dynamics Modeling of Flexible Flapping Wing MAVs with Application to Control, presented at the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2014.
- [18] H. Djodjodhardjo, Analysis and Computational Study of The Aerodynamics, Aeroelasticity and Flight Dynamics of Flapping Wing Ornithopter Using Linear Approximation, in 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, ed: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2016.
- [19] S. A. Combes, T. L. Daniel, Into thin air: contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *Manduca sexta*, *Journal of Experimental Biology*, vol. 206, pp. 2999-3006, 2003.
- [20] A. Barut, M. Das, E. Madenci, Nonlinear deformations of flapping wings on a micro air vehicle, *AIAA*, vol. 1662, p. 2006, 2006.
- [21] N. Wilson, N. Wereley, Experimental Investigation of Flapping Wing Performance in Hover, in 48th AIAA / ASME / ASCE / AHS / ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.
- [22] D. Yeo, E. M. Atkins, L. P. Bernal, W. Shyy, Experimental Characterization of Lift on a Rigid Flapping Wing, *Journal of Aircraft*, vol. 50, pp. 1806-1821, 2013.
- [23] L. Meirovitch, Principles, *techniques of vibrations*, vol. 1: Prentice Hall, 1997.
- [24] K. Ogata, *Modern control engineering*, 5th ed., 2010.

پی‌نوشت

-
1. stroke plane
 2. half stroke
 3. Moth
 4. MST
 5. Spar
 6. extension
 7. immersed boundary method
 8. implicit condensation
 9. Barut
 10. transient response