

فصلنامه علمی-ترویجی پدافند غیرعامل

سال، هفتم، شماره ۲، تابستان ۱۳۹۵، (پیاپی ۲۶): صص ۶-۱

طراحی و ساخت مکانیزم نوسان زاویه ای برای تست مدل‌های آفندی و

پدافندی با استفاده از مدل‌سازی ریاضی

محسن غیاثوند^۱، سید محمدرضا رهبرنیا^۲، محمدحسین کلانتری^۳، ولی‌اله حیدری^۴

تاریخ دریافت: ۱۳۹۴/۰۱/۲۰

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۴/۰۸/۱۳

چکیده

با در نظر گرفتن تهدیدات روزافزون و خصمانه علیه کشور، طراحی و ساخت بستری برای تست مدل‌هایی در حوزه پدافند غیرعامل که با زاویه حمله بالا و نوسانات گسترده در تونل‌های باد مورد آزمون قرار می‌گیرند؛ از اهمیت به‌سزایی برخوردار است. در همین راستا به منظور ایجاد قابلیت تست‌های حرکت نوسان زاویه‌ای، سخت‌افزار مکانیکی طراحی و ساخته شد که با ساختار خاص خود قابلیت حرکت رفت و برگشتی را به مدل در حال تست اعمال می‌کند. این مکانیزم جهت انجام تست‌های استاتیکی و دینامیکی در تونل باد طراحی و ساخته شده است. در حالت دینامیکی مکانیزم مورد نظر، قابلیت حرکت نوسانی را در محدوده فرکانسی ۱ تا ۱۰ هرتز، با دامنه نوسان ± 6 درجه ایجاد می‌کند. همچنین در حالت استاتیکی قابلیت تست انواع مدل‌های مختلف با زاویه حمله بالا را فراهم می‌سازد. در این مقاله، پس از معرفی آزمایش‌های دینامیکی پیچینگ، موارد کاربرد مکانیزم پیچینگ دیواری مورد بحث قرار گرفته و در ادامه معادلات حرکت استخراج شده و سپس نکات فرایند ساخت نیز مورد بررسی قرار گرفته است و پس از آن نتایج حاصل از نمودارهای تست یک مدل استاندارد (NACA0012) در ماخ‌های ۰/۶ تا ۱/۶ و زوایای حمله ۲ تا ۳ درجه در محدوده‌های فرکانسی و دامنه‌های مذکور با نمودارهای حاصل از معادلات حرکت تئوری و منحنی رفت و برگشتی سینوسی هدف مقایسه گردیده است که بررسی‌ها، حاکی از نتایج بسیار خوب عملکرد مکانیزم و تطابق با منحنی‌های هدف می‌باشد.

کلیدواژه‌ها: تونل باد، آزمایش‌های استاتیکی، آزمایش‌های دینامیکی، حرکت نوسان زاویه‌ای، مکانیزم پیچینگ دیواری، حرکت رفت و برگشتی.

۱- کارشناسی ارشد دانشگاه جامع امام حسین(ع)، kpghiasvand@ihu.ac.ir - نویسنده مسئول

۲- دانشجوی دکتری، دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات تهران

۳- پژوهشگر، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

۴- پژوهشگر، دانشگاه جامع امام حسین(ع)

۱. مقدمه

موشک‌هایی که در حوزه پدافند غیرعامل به کار می‌روند به گونه‌ای رفتار می‌کنند که بدون در نظر گرفتن عامل حمله مستقیم، به پارامترهای غیرمستقیم دشمن هجوم می‌برند. نمونه‌ای از این فرایند، کور ساختن رادارهای ثانوی موشک‌های مهاجم است که به نوعی یک سیستم پدافندی غیرعامل محسوب می‌گردد. لذا با فراهم ساختن زمینه و بستری برای تست این نوع از موشک‌ها می‌توان در حوزه پدافند غیرعامل فناوری پیشرفته‌ای را به مرحله عملیاتی و کاربردی رساند.

از طرف دیگر، تمایل به افزایش قدرت مانورپذیری در زوایای حمله بالا در طراحی هواپیماها و موشک‌ها سبب به‌وجود آوردن مشکلاتی از جمله تخمین پایداری دینامیکی شده است. به‌طور کلی اثرات ناپایایی جریان تأثیر بسیار زیادی بر روی قابلیت انجام مانور و قابلیت کنترل یک هواپیما دارد. تأثیرات ناپایایی جریان در پرواز یک هواپیما در هوا سبب می‌شود که حرکات نوسانی مختلفی از جمله نوسانات پیچشی و انتقالی به آن تحمیل شود [۵-۱]. بررسی این‌گونه رفتارها و محاسبه مشتقات پایداری از مراحل مهم و مشکل‌می‌باشد. بدیهی است که استفاده از این مشتقات در سیستم‌های کنترلی و حتی اتوپیلوت در فازهای مختلف پروازی لزوم بررسی دقیق آن را آشکار می‌سازد.

از طرفی به‌دلیل ماهیت حرکت دینامیکی و تغییر وضعیت حرکتی جسم نسبت به زمان برخلاف حالت استاتیکی، امکان انجام آزمایش‌های دینامیکی واقعی روی جسم پرنده وجود ندارد. در آزمایش پرواز واقعی به‌دلیل ناشناخته‌بودن شرایط حرکتی ممکن است علاوه بر این که آزمایش‌ها قابل قبول نباشد، همچنین نتایج مناسبی نیز ثبت نگردد و خسارت‌های جبران‌ناپذیری به‌وسیله تیم انجام‌دهنده آزمایش وارد شود که هم از لحاظ اقتصادی و هم از لحاظ نیروی انسانی قابل توجه نمی‌باشد.

روش معمول و منطقی در ارزیابی این حرکات و آزمایش‌های دینامیکی، استفاده از تونل باد می‌باشد. تونل باد وسیله‌ای است که شرایط معکوس را روی مدل ایجاد کرده و این امکان را به کارشناسان می‌دهد تا اندازه‌گیری‌های لازم را روی آن انجام دهند. در واقع در محفظه آزمون تونل باد می‌توان مدل را با مقیاسی کوچک‌تر از جسم اصلی در شرایط دلخواه آزمایشگاهی مورد تحلیل و بررسی قرار داد و نتایج حاصله برای نمونه اصلی مورد استفاده قرار گیرد. تونل باد به‌عنوان مهم‌ترین ابزار تحقیقاتی در مسائل مختلف تجربی و عملی شناخته شده است که بدون وجود آن امکان به ثمر رسیدن اغلب طرح‌های اساسی صنایع و علوم فضایی وجود ندارد [۵-۱].

با کمک سیستم‌های دینامیکی قابل کنترل، مدل در سرعت‌های مختلف به حرکت در می‌آید و اطلاعات سازه‌ای و آیرودینامیکی با کمک ابزارآلات اندازه‌گیری دقیق و سیستم کسب اطلاعات ثبت می‌گردد. با پردازش نتایج خام که تغییرات پارامترها برحسب زمان می‌باشد مشتقات پایداری مربوطه محاسبه و رفتار دینامیکی جسم به‌طور دقیق ارزیابی می‌شود.

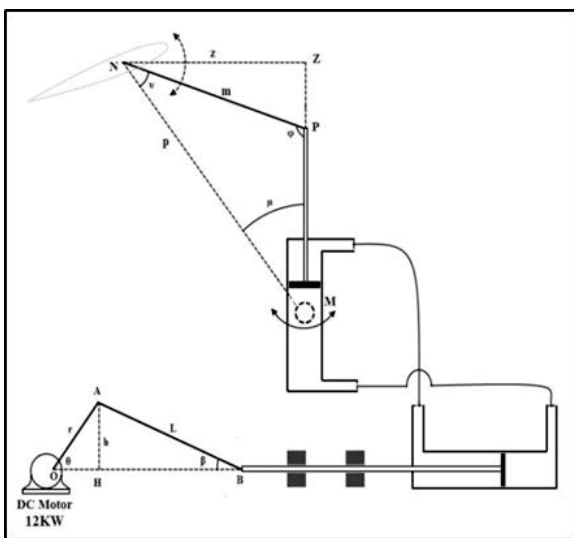
بدین ترتیب استراتژی آزمایش‌های دینامیکی در تونل باد، طراحی و ساخت یک سیستم دینامیکی قابل کنترل بوده که مدل‌های دیواری را در محفظه آزمون با دامنه و فرکانس مختلف حرکت داده و اطلاعات مورد نیاز را ثبت کند. پس از پردازش نتایج، مشتقات پایداری مربوطه محاسبه و رفتار دینامیکی جسم تخمین زده می‌شود. خوشبختانه برای اولین بار این سیستم و ابزارآلات مورد نیاز آن، در کشور طراحی و ساخته شد و با آزمایش یک مدل استاندارد (NACA0012) و مقایسه نتایج حرکتی با الگوهای مورد نظر، سازگاری خوب آن با نتایج معتبر و مناسب بودن سیستم و تجهیزات آزمایش دینامیکی نوسان زاویه‌ای اثبات گردید.

نوسان زاویه‌ای که به حرکت پیچینگ معروف است، یکی از این مدهای ارتعاشی می‌باشد، که در آن جسم پرنده در مسیر منحنی با سرعت زاویه‌ای حرکت می‌کند و سبب ایجاد تغییر زاویه حمله مدل نسبت به زمان خواهد شد [۵].

در حرکت نوسانی، مباحث اینرسی سیال، وضعیت میدان جریان و ذرات سیال در آن و لیفت چرخشی روی مدل و همچنین شکل و موقعیت مدل قابل توجه می‌باشد. اختلاف زاویه بین شرایط میدان جریان اطراف جسم و شرایط هندسی مدل، زاویه حمله، منجر به رفتار غیرخطی نیروهای آیرودینامیکی در مقایسه با شرایط استاتیکی می‌گردد [۹-۶]. در این مقاله ابتدا مطالبی راجع به حرکت نوسانی پیچینگ ارائه می‌شود و سپس مدل ریاضی مکانیزم مورد نظر استخراج شده و نمودارهای حاصله از آن با نمودارهای استاندارد و همچنین با نتایج حاصل از آزمایش مکانیزم ساخته شده مقایسه و در انتها نیز به بررسی نتایج پرداخته می‌شود.

۲. حرکت دینامیکی پیچینگ

همان‌طور که در شکل (۱) مشاهده می‌شود هنگامی که جسم پرنده در حال مانور در یک مسیر منحنی می‌باشد زاویه حمله جسم نسبت به زمان تغییر می‌کند. گردابه‌های ایجاد شده روی جسم و جریان‌های فرورزش و فراورزش تولیدی نسبت به زمان تغییر کرده و بنابراین یک وضعیت دینامیکی در قسمت‌های مختلف جسم پرنده به‌وجود خواهد آمد که در نتیجه جسم در معرض میدان جریان ناپایا قرار گرفته و



شکل ۲- نمایی از مکانیزم دیواری حرکت دینامیکی پیچینگ

۳. کاربردهای مکانیزم پیچینگ دیواری

با دسترسی به این سیستم در تونل باد بستر لازم جهت انواع تست‌های استاتیکی و دینامیکی از جمله بال و ایرفویل با زاویه حمله مختلف، نیم‌بدنه (مدل متقارنی که نیمی از آن به دیواره تونل متصل می‌گردد) و انواع مدل موشک‌های آفندی و پدافندی مختلف با زاویه حمله بالای ۲۰ درجه فراهم می‌شود که شناخت مفاهیم و اصول حاکم بر حرکت آن‌ها در حین یک مأموریت پروازی مهیا می‌شود. مکانیزم حاضر قادر به تست مدل‌ها از زاویه ۱۰- درجه تا ۲۵+ درجه در تونل باد می‌باشد. (با تغییر بازوهای مکانیزم این محدوده قابل تغییر نیز می‌باشد.)

۴. استخراج معادلات حرکت

با توجه به شکل (۲)، ابتدا معادلات حرکت انتقالی از موتور دورانی تا سیلندر افقی استخراج شده و سپس با فرض یکسان بودن حرکت در سیلندرها عمودی و افقی، معادله پیچینگ نوسانی مدل استخراج می‌شود.

چرخش موتور دورانی به اندازه زاویه θ در نظر گرفته شده است که بر اثر آن جابجایی پیستون اول محاسبه می‌گردد. در قسمت ابتدایی مکانیزم برای به دست آوردن طول OB لازم است مقادیر OH و BH برحسب زاویه θ معلوم باشند. مقدار OH برحسب θ برابر است با:

$$OH = r \cos \theta \quad (1)$$

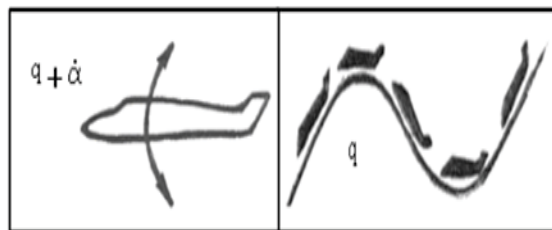
برای محاسبه مقدار BH از ارتفاع مشترک h استفاده شده و زاویای α و β به یکدیگر مرتبط شده‌اند. اگر موتور به اندازه θ حرکت کند، خواهیم داشت:

$$h = r \sin \theta; \quad h = l \sin \beta \Rightarrow \sin \beta = \frac{r}{l} \sin \theta \quad (2)$$

اگر ضرایب دمپینگ لازمه به درستی به کار گرفته نشود، وضعیت ناپایداری به وجود خواهد آمد.

به هر صورت وضعیت میدان جریان روی جسم متفاوت می‌باشد و بارهای وارده متناسب با زاویه حمله جسم بوده و شبیه به وضعیت استاتیکی، نخواهد بود. در واقع یک شرایط دینامیکی به جسم پرنده حاکم شده و بارهای وارده نیز نسبت به زمان تغییر خواهد کرد. در چنین حالتی ضرایب نیرو، گشتاور و ضرایب پایداری نسبت به زاویه دینامیکی (q) تغییر می‌کند [۶].

در شکل (۱) چگونگی حرکت دینامیکی پیچینگ در پرواز واقعی مشاهده می‌شود. در حرکت پیچینگ به دلیل حرکت در مسیر منحنی، میدان جریان ناپایا، برخلاف حالت پرواز پایدار و استاتیک روی جسم پرنده ایجاد می‌شود که با این شرایط دینامیکی و ناپایا، نیروهای سیکلی و متغیری روی جسم به وجود آمده که لازم است به دقت مطالعه و پایداری دینامیکی آن در این حالت بررسی گردد [۲].



شکل ۱- حرکت دینامیکی پیچینگ در پرواز واقعی و تونل باد [۲]

در تونل باد به دو طریق می‌توان این حرکت را شبیه‌سازی نمود. در روش اول جریان را با کمک یک مسیر منحنی و متناوب به صورت منحنی از روی یک جسم ثابت می‌گذرانند. در روش دوم جریان ثابت بوده و جسم را به حالت نوسانی در دامنه و فرکانس‌های مختلف نوسان می‌دهند که در تونل باد مذکور از روش دوم استفاده شده است.

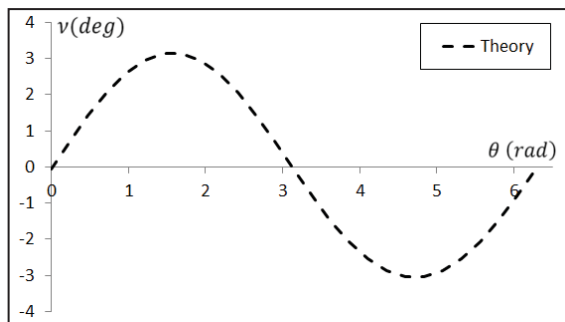
در شکل (۲) شماتیک سیستم نوسانی پیچینگ دیواری نشان داده شده است. این سیستم قادر است حرکت نوسانی را به مدل با دامنه نوسانی ± 6 درجه در محدوده فرکانسی ۱ تا ۱۰ هرتز ایجاد نماید. این سیستم با استفاده از یک مکانیزم رفت و برگشتی حرکت دورانی موتور را به حرکت خطی تبدیل می‌کند. سپس با استفاده از یک سیستم هیدرولیکی متشکل از دو سیلندر حرکت رفت و برگشتی افقی را به عمودی تبدیل می‌نماید. در سیلندر عمودی لولایی در نظر گرفته شده تا از قفل شدن سیستم جلوگیری به عمل آید. در نهایت حرکت خطی ایجاد شده توسط سیلندر عمودی به حرکت نوسان زاویه‌ای تبدیل می‌شود.

و در نهایت با \arcsin گرفتن از رابطه (۱۰) و جایگزینی n بر حسب θ از معادله (۵)، مقدار زاویه مدل (v) بر حسب مقدار زاویه چرخش موتور (θ) بیان می‌شود:

$$v = \arcsin\left(\frac{\sqrt{(m+n+p)(m+n-p)(m-n+p)(-m+n+p)}}{2mp}\right) \quad (11)$$

$$n = r \cos \theta + l \sqrt{1 - \frac{r^2}{l^2} \sin^2 \theta}$$

که در آن، r, l, m, p با توجه به شکل (۲) اعدادی ثابت هستند که نشان‌دهنده طول قسمت‌های مختلف مکانیزم می‌باشند. با توجه به طول‌های انتخابی برای l, m, p و مخصوصاً کوچک بودن r نسبت به سایر طول‌ها، حرکت نهایی مکانیزم شباهت بسیار زیادی به حرکت رفت و برگشتی سینوسی دارد. شکل (۳) نمودار حاصل از رابطه (۱۱) است که تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور را نشان می‌دهد.



شکل ۳- نمودار حاصل از روابط تئوری تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور در دامنه ± 3 درجه و فرکانس ۳ هرتز

۵. فرایند ساخت مکانیزم بر حسب شبیه سازی

در طراحی این مکانیزم به دلایل مختلفی از سیستم هیدرولیک استفاده شده است که غیرقابل تراکم بودن روغن در فشار کاری، عمر بیشتر مکانیزم، تغییر آسان‌تر زوایای مدل، کاهش لقی در سیستم و عدم انتقال ارتعاشات موتور به مدل از دلایل استفاده از این سیستم می‌باشد [۹-۷].

از نکات پر اهمیت دیگری که در ساخت و مونتاژ این مکانیزم لحاظ شده می‌توان به یکسان بودن هندسه سیلندرها و استفاده از شلنگ‌های تقویت‌شده جهت کاهش تغییرات حجم داخلی اشاره نمود و همچنین استفاده از لولای کف گرد در محل اتصال سیلندر عمودی به دیواره تونل نیز نکته‌ای است که از قفل شدن مکانیزم جلوگیری می‌کند.

پس از انجام طراحی اولیه و شبیه‌سازی مختلف جهت دستیابی به صحت عملکرد طرح مورد نظر با استخراج نقشه‌های فنی، فرایند ساخت سیستم انجام شد. در شکل (۴) نمایی از مکانیزم ساخته و نصب‌شده بر روی تونل باد نشان داده شده است.

محاسبه مقدار طول BH، از رابطه (۳) حاصل می‌شود.

$$BH = l \cos \beta \quad (3)$$

برای محاسبه $\cos \beta$ بر حسب $\sin \theta$ داریم:

$$\cos \beta = \sqrt{1 - \sin^2 \beta} = \sqrt{1 - \frac{r^2}{l^2} \sin^2 \theta} \quad (4)$$

حال با دانستن OH و BH می‌توان مقدار OB را به دست آورد:

$$n = OB = OH + BH$$

$$= r \cos \theta + l \sqrt{1 - \frac{r^2}{l^2} \sin^2 \theta} \quad (5)$$

به این ترتیب، رابطه (۵)، طول OB یعنی تغییر مکان پیستون اول را بر حسب θ مشخص می‌کند. همان‌طور که قبلاً بیان شد با لحاظ کردن مواردی در ساخت مکانیزم، می‌توان فرض کرد حرکت هر دو پیستون یکسان است. حال باید تغییر زاویه مدل، بر حسب تغییر مکان پیستون دوم یعنی تغییر طول MP بیان شود.

با در نظر گرفتن دو مثلث MZP و PZN، طول متغیر MP مطابق رابطه زیر برابر است با:

$$MP = n = MZ + PZ$$

$$n = p \cos \mu + m \cos \varphi \quad (6)$$

$$n = p \sqrt{1 - \sin^2 \mu} + m \sqrt{1 - \sin^2 \varphi}$$

حال لازم است مقدار زوایای μ, φ را بر حسب زاویه هدف یعنی v بیان شود. در مثلث MPN، خواهیم داشت:

$$\frac{\sin v}{n} = \frac{\sin \varphi}{m} = \frac{\sin \mu}{p} \quad (7)$$

$$\sin \mu = \frac{m}{n} \sin v ; \sin \varphi = \frac{p}{n} \sin v$$

از ترکیب روابط (۶) و (۷)، خواهیم داشت:

$$n = p \sqrt{1 - \left(\frac{m}{n} \sin v\right)^2} + m \sqrt{1 - \left(\frac{p}{n} \sin v\right)^2} \quad (8)$$

معادله (۸) بیانگر مقدار n بر حسب v است ولی هدف محاسبه زاویه v بر حسب طول n است.

$$n = p \sqrt{\frac{n^2 - m^2 \sin^2 v}{n^2}} + m \sqrt{\frac{n^2 - p^2 \sin^2 v}{n^2}} \quad (9)$$

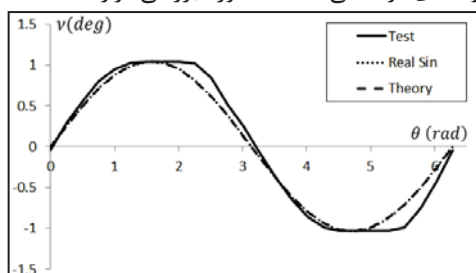
$$n^2 = p \sqrt{n^2 - m^2 \sin^2 v} + m \sqrt{n^2 - p^2 \sin^2 v}$$

$$n^2 = \sqrt{p^2 n^2 - p^2 m^2 \sin^2 v} + \sqrt{m^2 n^2 - m^2 p^2 \sin^2 v}$$

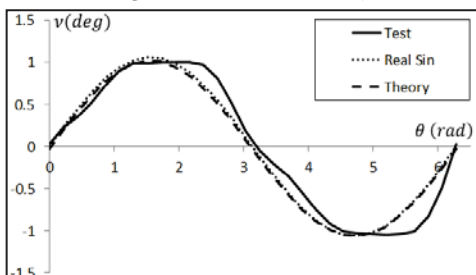
با مجذور کردن دو طرف معادله (۹)، معادله جبری درجه دومی بر حسب $\sin v$ حاصل می‌شود که از حل آن خواهیم داشت:

$$\sin v = \frac{\sqrt{(m+n+p)(m+n-p)(m-n+p)(-m+n+p)}}{2mp} \quad (10)$$

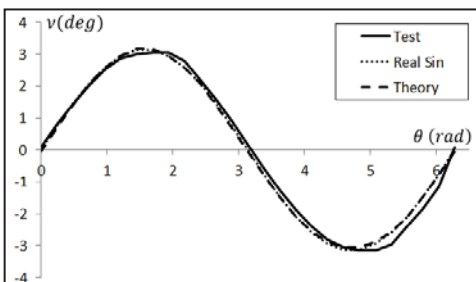
نتایج حاصل از تست مدل استاندارد با استفاده از پتانسیومتر به صورت ولتاژ حاصل از جابجایی پیستون عمودی در سیستم اخذ اطلاعات ثبت می‌گردد. سپس با کالیبراسیون داده‌های پتانسیومتر، تغییر زاویه مدل نسبت به تغییر زاویه موتور استخراج می‌شود. در ادامه تست‌های مختلفی در محدوده فرکانسی ۱ تا ۱۰ هرتز و حداکثر دامنه ± 6 درجه در سرعت جریان ۰/۶ تا ۱/۶ ماخ تکرار گردیده است که برخی از نتایج آن‌ها که حاصل از تست در دامنه ± 1 و ± 3 درجه در فرکانس‌های ۳ و ۶ هرتز می‌باشد در شکل‌های ۷ تا ۱۰ ارائه شده است؛ این شکل‌ها علاوه بر نتایج تست حاوی منحنی سینوسی هدف $(y=A \sin x)$ و منحنی حاصل از روابط تئوری استخراج‌شده نیز می‌باشد. با افزودن منحنی‌های مذکور و قرار گرفتن هر سه منحنی حاصل از تست واقعی، شبیه‌سازی تئوری و منحنی سینوسی هدف در یک مجموعه، مقایسه نتایج به‌سادگی صورت گرفته می‌شود و همچنین می‌توان انطباق آن‌ها بر روی یک‌دیگر را در محدوده‌های فرکانسی مختلف، مورد بررسی قرار داد.



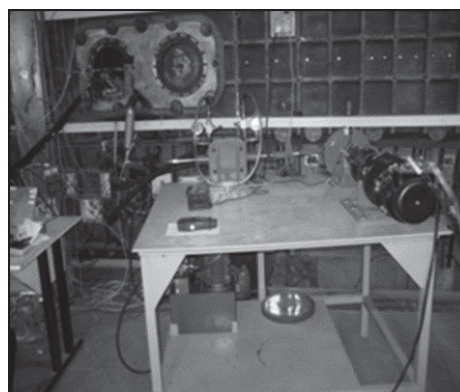
شکل ۷- نمودار تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور حاصل از تست مکانیزم در دامنه ± 1 درجه و فرکانس ۳ هرتز



شکل ۸- نمودار تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور حاصل از تست مکانیزم در دامنه ± 1 درجه و فرکانس ۶ هرتز

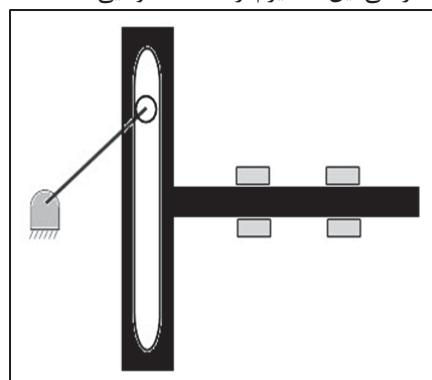


شکل ۹- نمودار تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور حاصل از تست مکانیزم در دامنه ± 3 درجه و فرکانس ۳ هرتز



شکل ۴- نمایی از مکانیزم ساخته و نصب شده بر روی تونل باد

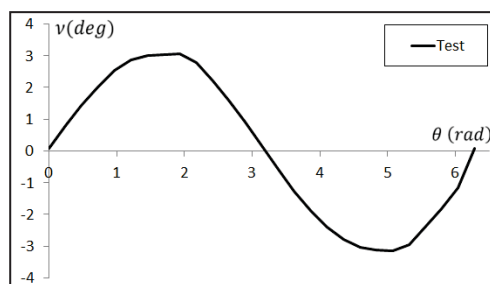
یکی از چالش‌های اساسی در طراحی این مکانیزم، استفاده از اتصالات کشویی مانند شکل (۵) یا اتصالات لولایی موجود در مکانیزم حاضر است. مزیت استفاده از اتصالات کشویی در این است که حرکت خروجی مکانیزم دقیقاً سینوسی خواهد بود ولی از آنجاکه اتصالات کشویی به ذات دارای لقی بیشتری نسبت به اتصالات لولایی هستند، در طراحی این مکانیزم از اتصالات لولایی استفاده شده است.



شکل ۵- نمایی از مکانیزم رفت و برگشتی با استفاده از اتصال کشویی [۱۰]

۶. پردازش نتایج حاصل از تست مکانیزم در تونل باد

پس از انجام آزمایش‌ها و پردازش اطلاعات به‌دست‌آمده در هنگام کالیبراسیون، منحنی تغییرات زاویه مدل (v) بر حسب تغییرات زاویه موتور (θ) به‌دست آمد که نمونه‌ای از آن در شکل (۶) ارائه شده است.

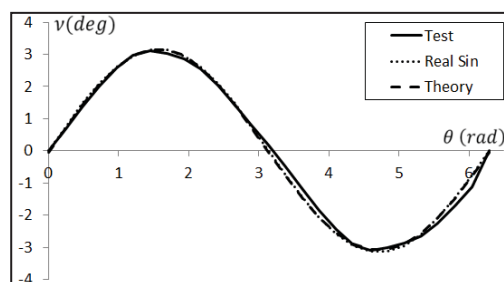


شکل ۶- نمودار تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور حاصل از تست مکانیزم در دامنه ± 3 درجه و فرکانس ۳ هرتز

به صورت پایدار در می آید و این مدل است که خود را به ذرات سیال می رساند و در نتیجه ذرات سیال، این تغییرات را احساس نمی کند و اختلاف نتایج در رفت و برگشت به حداقل می رسد. در ادامه می توان نتیجه گرفت عدد ماخ، زوایای حمله و نیروهای آیرودینامیکی اثری روی عملکرد مکانیزم ندارند.

۸. مراجع

۱. داوری، رزاقی، سلطانی، بررسی اثرات حرکت نوسانی پیچشی روی مدل یک هواپیما بر نیروهای آیرودینامیکی توسط آنالیز طیف فرکانسی. هشتمین کنفرانس سالانه (بین المللی) انجمن هوافضای ایران، اصفهان، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، ۲۹ بهمن - ۱ اسفند ۱۳۸۷.
۲. داوری، حقیری، حسنی آهنگر، جهانگیریان، بررسی تجربی رفتار غیرخطی نیروی آیرودینامیکی یک مدل استاندارد دینامیکی در حرکت نوسانی پیچینگ. هفدهمین کنفرانس سالانه (بین المللی) مهندسی مکانیک، دانشگاه تهران ۳۱-۲۹ اردیبهشت ۱۳۸۸.
3. M. E. Beyers, "Free Flight Investigation of High Maneuverability Missile Dynamic," Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 14, no. 4, pp. 224-230, 1975.
4. M. E. Beyers, "SDM Pitch and Yaw axis Stability Derivatives," AIAA Paper, 85-1827, 1985.
5. E. Schmidt, "Standard Dynamics Model Experiments with the DFVLR/AVA Transonic Derivative Balance," AGARD CP-386, 1985.
6. P. C. Murphy, "Analysis of Wind Tunnel Longitudinal Static And Oscillatory Data of The F-16XL Aircraft," NASA/TM-97-206276, 1997.
7. I. J. V. Twisk, "Design and Manufacturing of Wind Tunnel Equipment," National Aerospace Laboratory NLR, 2003.
8. A. F. Garrell and J. R. Nowakowski, "Development and Demonstration of Calspan's Transonic Free-To-Roll Rigs," AIAA-2006-3147, San Francisco, California, 5-8 June 2006
9. S. W. D. Wolf, "High-Speed Capabilities and Test Techniques in the Large Industrial Wind Tunnels of Onera, France," Proceedings of the International Conference on Aerospace Science and Technology, Bangalore, India, 26-28 June 2008.
10. G. H. Martin, "Kinematics and dynamics of machines," Waveland Press, Inc., 2 edition, January 2014.



شکل ۱۰- نمودار تغییر زاویه مدل بر حسب تغییر زاویه موتور حاصل از تست مکانیزم در دامنه ± 3 درجه و فرکانس ۶ هرتز

۷. نتیجه گیری

به منظور ایجاد روشی برای تست های حرکت نوسانی پیچینگ قابل نصب بر روی دیواره تونل باد، طراحی و شبیه سازی مدل ریاضی مکانیزم رفت و برگشتی استخراج گردید و پس از ساخت آن طبق مدل ریاضی، منحنی های حاصل از تست و منحنی سینوسی هدف و همچنین منحنی حاصل از تئوری با یکدیگر مقایسه گردیدند. همان طور که مشاهده می شود، منحنی معادلات تئوری استخراج شده انطباق نسبتاً کاملی با منحنی سینوسی هدف دارد. همچنین می توان گفت، تطابق قابل قبولی میان منحنی های تست و منحنی هدف نیز وجود دارد.

با بررسی نمودارها مشاهده می شود که اعوجاجات حرکتی در نمودارهای مربوط به حرکت در دامنه های کم، بیش تر به چشم می آید که این امر ناشی از قابل ملاحظه بودن اندازه لقی ها در مقایسه با دامنه حرکت می باشد. با دقت در نمودارها مشاهده می شود که تفاوت موجود میان منحنی معادلات حرکت تئوری و منحنی سینوسی هدف، بسیار کم تر از اعوجاجات ناشی از لقی ها می باشند. یعنی چالش اصلی مکانیزم حاضر بحث لقی است و این امر صحت انتخاب اتصالات لولایی به جای کشویی را تأیید می کند.

با توجه به نمودارهای حاصله، در هنگام افزایش محدوده فرکانسی اگر دامنه نوسان کم باشد، لقی سیستم نمود بیش تری پیدا می کند، اما اگر دامنه نوسان زیاد شود، باعث کاهش اثر لقی در حرکت مدل می گردد.

حرکت نوسانی با مباحث اینرسی توده سیال و شرایط هندسی مدل و اختلاف فاز آن ها مواجه است. با جاروب کردن ذرات سیال توسط مدل و برگشت آن، ذرات سیال فرصت نمی کنند که خود را با شرایط جدید تطبیق دهند و در نتیجه نیروهای وارده بر مدل با شرایط هندسی آن تطبیق ندارد که این موضوع در حرکت رفت و برگشت متفاوت بوده و در نتیجه نیروهای آیرودینامیکی متفاوتی بر مدل وارد می شود.

می توان نتیجه گرفت اگر فرکانس ارتعاشی افزایش یابد، اختلاف فاز و پسماند کم می شود یعنی این که با افزایش سرعت نوسانی حرکت

Design and Manufacture of Angular Oscillation Mechanism for Offensive and Defensive Models Testing With Mathematical Modeling

M. Ghiasvand^{*}, S. M. R. Rahbarnia, M. H. Kalantari, V. Heydari

Abstract

Considering the increasing threats and hostilities against our country, there is a great importance to design and build the basically status for model tests in the field of passive defense in wind tunnel with high attack angles and wide oscillations. In this regard, a mechanical test hardware is manufactured, which can provide the reciprocating pitch motion for wall model tests in a wind tunnel. This mechanism is manufactured to handle static and dynamic tests. At the dynamic mode, the mechanism can provide a verity of oscillation with the amplitude of ± 6 degrees and the frequency up to 10 Hz, also it is capable to let the model have a high attack angle in dynamic or static tests. In this paper, after the introducing the dynamic pitching tests, the applications of a walled pitching test mechanism is presented. In the following the equations of motions are derived and some manufacturing process issues are discussed. Finally according to the experimental tests of a standard model (NACA0012) with an attach angle of 2 and 3 degrees at flow speed of 0.6 to 1.6 Mach and mentioned amplitudes and frequency, the results are presented in curve figures and are compared with the theoretical derived equations and real sine curves. The perusing of the resulted plots indicates the well adaptation of curves and high performance of the mechanism.

Key Words: *Wind Tunnel, Static and Dynamic Tests, Oscillation Angular Motion, Pitching Mechanism Wall, Reciprocating Pitch Motion*