

تحلیل منابع خطا در بالانس و مدل استاندارد دینامیکی در تونل‌های باد

رضا برنگی^۱

دانشکده مهندسی کامپیوتر، دانشگاه علم و صنعت ایران

محمد رضا حسینی آهانگر^۲

مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر، دانشگاه امام حسین (ع) و
دانشکده مهندسی کامپیوتر، دانشگاه علم و صنعت ایران

چکیده

یکی از مناسب‌ترین ابزار اندازه‌گیری در تونل‌باد 'بالانس' است که بر روی آن پل‌های کرنش‌سنجی نصب شده است تا کرنش‌های اعمال‌شده را در حالت دینامیکی و استاتیکی به نحوه مطلوبی اندازه‌گیری کند. در این مقاله، ساختار یک بالانس پنج مؤلفه دینامیکی و سیستم ارتعاش اجباری مربوط به آن تشریح شده و منابع خطا روی آن در حالتی که مدل استاندارد دینامیکی روی آن نصب است، بررسی و تحلیل می‌شود. سپس براساس آزمون‌های عملی فرکانس طبیعی سیستم محاسبه می‌شود تا با استفاده از آن نرخ داده‌برداری مناسب در سیستم اخذ اطلاعات انتخاب شود. همچنین، یک فیلتر مناسب برای حذف اغتشاش از سیگنال‌های اصلی انتخاب و با انجام یک آزمون واقعی تونل‌باد در عدد ماخ ۱/۵ مؤلفه نیروی عمودی مدل استاندارد دینامیکی بدست آمده قبل و بعد از فیلتر بررسی شده است. برای بهینه‌سازی فیلتر و افزایش دقت اندازه‌گیری نیز یک معیار اندازه‌گیری براساس حداقل‌سازی نویز داخل کاتال ارائه شده است. نتایج بدست آمده از به‌کارگیری این معیار حاکی از آن است که مؤلفه‌های این مدل دارای اغتشاش، تغییرات لحظه‌ای فاز، دامنه و اعوجاج قابل ملاحظه‌ای هستند. نتیجه مهم بدست آمده این است که در حین انجام آزمون باید جریان عبوری از روی مدل از پایداری مناسبی برخوردار باشد. لازمه این کار ثابت نگه‌داشتن رژیم موتورها است، علاوه بر این، باید با استفاده از رابط مناسب بین بالانس و مدل از حرکت جانبی آن کاست تا مدل مورد آزمون تغییر لحظه‌ای فاز و دامنه نداشته باشد.

واژه‌های کلیدی: تونل‌باد، بالانس، مدل استاندارد دینامیکی، سیستم دینامیکی، اخذ اطلاعات، پردازش سیگنال، فیلتر، FIR

Investigation of Error Sources in the Balance and the Standard Dynamic Model in Wind Tunnels

R. Berangi, and

Computer Eng. Department, Science and Tech. Univ.

M.R. HassaniAhangar

Aerodynamic Research Center, Imam Hossein Univ.
Computer Eng. Department, Science and Tech. Univ.

ABSTRACT

One of the most suitable measurement tools in wind tunnels is the balance, on which strain gauge bridges are installed to suitably measure the applied strains in dynamic and static situations. This article describes a five component dynamic balance and its stimulation system and investigates their error sources when a standard dynamic model is installed on it. It calculates the system frequency response based on the practical tests to select the appropriate sampling frequency for the data acquisition system. In addition, it presents the design of a suitable filter to remove the noise from the original signal. It also presents a signal quality metric based on the minimization of the in-band noise to optimize the filter. This metric is also used to calibrate the system frequency and detect the signal phase and amplitude variations. The practical measurements in 1.5 Mach number on vertical force of the standard dynamic model show significant noise, phase, and amplitude variations, which indicate the side rotations of the model and the instability of the air current on the model during the test.

Key Words: Wind Tunnel, Balance, Standard Dynamic Model, Dynamic System, Data Acquisition, Signal Processing, Filter, FIR

۱- استادیار: rberangi@iust.ac.ir

۲- کارشناس ارشد: mrhasani@ihu.ac.ir

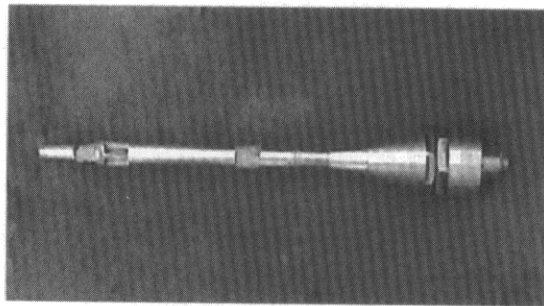
۱- مقدمه

دچار مشکل نشود. عوامل زیادی در ایجاد خطا در این نتایج تأثیرگذارند که در این مقاله تا حد ممکن روی آن بحث شده و راه‌حل‌های لازم برای برطرف کردن آنها ارائه می‌شود. در این راستا دانستن میزان فرکانس نمونه‌برداری و تعداد نمونه سیستم اخذ اطلاعات شامل سخت‌افزار (A/D) و نرم‌افزار، بسیار مهم است که برای تعیین این مقادیر نیاز به محاسبه فرکانس طبیعی مدل نصب شده روی سیستم نوسان‌ساز اجباری بوده که در ادامه نحوه محاسبه آن ارائه خواهد شد.

۲- سیستم نوسان ساز و بالانس دینامیکی

۱-۲- دستگاه بالانس دینامیکی

دستگاه بالانس دینامیکی وسیله‌ای است که قادر به تفکیک و اندازه‌گیری نیروی عمودی (Fy)، نیروی جانبی (Fz) و سه لنگر در جهت محور افقی (Mx)، محور عمودی (My) و محور جانبی (Mz) در محدوده‌های تعریف شده آن، برای یک مدل مشابه جسم متحرک، در تونل باد است [۵،۸،۹]. شکل (۱) نمونه‌ای از بالانس دینامیکی را نشان می‌دهد.

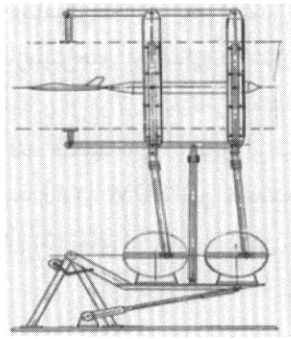


شکل ۱- یک نمونه بالانس پنج مؤلفه دینامیکی.

این بالانس قادر به اندازه‌گیری پنج مؤلفه نیرو و لنگر نامبرده شده است. نتایج کالیبراسیون این بالانس نیز نشان می‌دهد که تغییرات ولتاژ همه حسگرهای آن با بار اعمال شده به صورت کاملاً خطی هستند. سیستم اندازه‌گیری بالانس، با استفاده از قوانین حاکم بر عملکرد کرنش‌سنج‌ها عمل می‌کند. در واقع کرنش‌سنج^۲ یک مقاومت الکتریکی از جنس فلز یا نیمه‌هادی است که تغییر

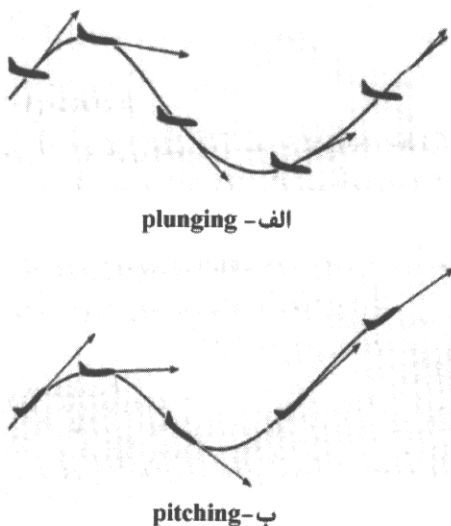
نیاز روزافزون به قابلیت مانور بالا در موشک‌ها و هواپیماهای جنگنده امروزی، تحول شگرفی در محدوده پروازی این وسایل پرنده بوجود آورده است. پرواز در زوایای حمله و جانبی بالا، نرخ سریع چرخش و قابلیت افزایش و کاهش ناگهانی سرعت و شتاب از مهم‌ترین ویژگی‌های وسایل پرنده مدرن به شمار می‌روند. این مانورها، هواپیما و موشک را در معرض میدان جریان ناپایا قرار می‌دهند که در نتیجه رفتار آیرودینامیکی جسم کاملاً غیرخطی می‌شود [۱،۲].

اهمیت فوق‌العاده مطالعه پایداری دینامیکی، نیاز به ارائه روش‌های مناسب را برای تعیین مشتقات پایداری دینامیکی، بیش از پیش مطرح کرده است. هر چند روش‌های مختلف عددی و تحلیلی تاکنون توانسته‌اند تا حدودی عملکرد وسایل پرنده را در جریان‌های ناپایا بررسی کنند [۱،۲،۳،۴]، ولی باید توجه داشت که این روش‌ها در حالت کلی قادر به تخمین ضرایب آیرودینامیکی در حالت ناپایا نبوده و نمی‌توانند جریان ناپایا روی وسایل پرنده را کاملاً و دقیق مدل‌سازی کنند. با توجه به محدودیت‌های روش‌های عددی و تحلیلی، آزمایش‌های تونل باد مطمئن‌ترین روش برای تحلیل عملکرد و بررسی پایداری در حالت غیردائم بوده و تنها از این طریق می‌توان کامل‌تر و دقیق‌تر نسبت به سایر روش‌ها، الگوی جریان روی بدنه را مدل‌سازی کرد و پارامترهای نیرو و لنگر موردنظر طرح را اندازه‌گیری کرد [۵،۶]. دانستن این نیروها و لنگرها در بهینه‌سازی شکل اجسام پرنده از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. مرسوم‌ترین و بهترین روش برای این امر استفاده از دستگاه بالانس است [۷،۸]. این دستگاه نیروها و لنگرهای وارد شده بر مدل را از هم جدا نموده و آنها را با دقت مطلوب اندازه‌گیری می‌کند. سپس این سیگنال‌های اندازه‌گیری شده از حالت پیوسته به حالت گسسته بوسیله یک برد^۱ (آنالوگ یا دیجیتال) تبدیل شده و با استفاده از یک نرم‌افزار مناسب پردازش‌های مناسب روی سیگنال خروجی این برد انجام گرفته و ضرایب آیرودینامیکی مناسب استخراج می‌شود. نکته حائز اهمیت، اندازه‌گیری دقیق و پردازش دقیق‌تر این نتایج است تا طراح مدل مورد آزمایش، در حین کار طراحی



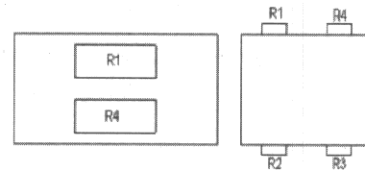
شکل ۳- نمای دستگاه نوسان ساز دینامیکی.

وابستگی به خارج در این زمینه، تجهیزات و سیستم‌های موردنیاز برای انجام آزمایش‌های دینامیکی در جریان‌های مادن صوت و مافوق صوت طراحی، ساخته و راه‌اندازی شده است. با تکمیل این سیستم امکانات سخت‌افزاری لازم برای انجام آزمایش دینامیکی روی مدل در حالت‌های *pitching* و *plunging* در جریان‌های تراکم‌پذیر و مافوق صوت در کشور فراهم شده و می‌توان همه هواپیماها و موشک‌های در دست تحلیل و طراحی را مورد آزمایش قرار داد. در حرکت *pitching* تغییرات زاویه حمله لحظه‌ای مدل با زمان ثبت می‌شود، درحالی‌که در حرکت *plunging* میزان جابجایی مدل با زمان اندازه‌گیری می‌شود. شکل (۴) نحوه حرکت یک مدل در این دو وضعیت را نشان می‌دهد [۲،۳].

شکل ۴- نمایش حرکت مدل در دو حالت *plunging* و *pitching*.

طول در آن باعث تغییر مقاومت می‌شود. رابطه بین تغییر مقاومت و کرنش، با بررسی فاکتورهایی که در مقاومت مؤثر است، قابل محاسبه می‌شود. کرنش‌سنج‌ها با یک چسب مناسب روی سطوحی که تحت تنش و کرنش قرار می‌گیرند، در جهت مناسب و در قالب یک پل وتسون چسبانده می‌شود [۸،۹].

شکل (۲) سمت راست، نحوه نصب کرنش‌سنج‌ها روی یک قطعه از نمای جلو و شکل سمت چپ نمای از بالا را نشان می‌دهد. دو کرنش‌سنج R1 و R4 روی سطح تحت کشش و دو کرنش‌سنج R2 و R3 روی سطح تحت فشار عضوی که لنگر خمشی به آن اعمال شده، نصب شده‌اند. با تغذیه این پل به وسیله یک منبع تغذیه ثابت، پل، ابتدا در حالت تعادل قرار دارد. پس از اعمال تنش یا کرنش مقدار مقاومت کرنش‌سنج‌ها تغییر پیدا کرده که در خروجی پل به صورت تغییر ولتاژ ظاهر می‌شود. با استفاده از این تغییر ولتاژ بدست آمده می‌توان مقدار کرنش و تنش موجود در سطح را بدست آورد [۸،۹].



شکل ۲- چگونگی قرارگیری کرنش‌سنج‌ها روی سطح بالانس.

۲-۲- سیستم نوسان‌ساز دینامیکی و مدل SDM^1

سیستم نوسان‌ساز دینامیکی تونل باد دانشگاه امام حسین (ع) قادر است، فرکانس‌های نوسانی ۱ تا ۸ هرتز را ایجاد و به مدل انتقال دهد. دامنه ارتعاشات مدل نیز از یک تا حداکثر ± 5 سانتی‌متر تنظیم می‌شود. در این سیستم، حرکت دورانی موتور از طریق مکانیزم میل لنگ به حرکت رفت و برگشتی تبدیل شده و با بازوهای رابط، به مدل منتقل می‌شود. شکل (۳) نمای این سیستم را به همراه بالانس دینامیکی و مدل نصب شده روی آن نشان می‌دهد.

شایان ذکر است که برای اولین بار در کشور در راستای کاهش هزینه‌های نسبتاً زیاد و مسائل امنیتی و قطع

خواهد گذاشت. بنابراین، اندازه‌گیری دما و فشار محیط بایستی دقیقاً صورت گرفته و اگر در حین تست تغییراتی بوجود آمد، این تغییرات در نظر گرفته شود. چگالی و ترتیب هوای ورودی درصد رطوبت موجود در هوا از پارامترهای مهم است که می‌بایستی با دقت هر چه بیشتر در نظر گرفته شود. در شرایط فعلی رطوبت هوا اندازه‌گیری نمی‌شود، ولی در صورتی که دقت بالا مورد احتیاج باشد، می‌بایستی رطوبت اندازه‌گیری شده تا چگالی هوا دقیقاً مشخص شود [۶،۵].

همچنین، به دلیل سرد شدن هوا در حین عبور از نازل، امکان میعان رطوبت موجود در هوا وجود دارد که به دفعات این مطلب در تونل و ابر بوجود آمده، مشاهده شده است. بوجود آمدن این ابر تغییراتی در چگالی ایجاد می‌کند که بایستی مورد بررسی دقیق قرار گیرد و تأثیرات آن در نتایج لحاظ شود.

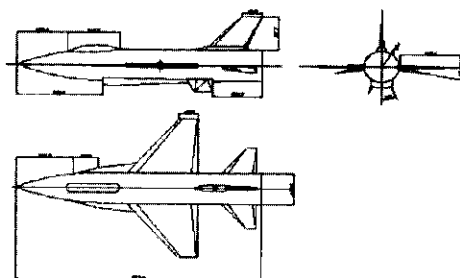
۳-۱-۲- تأثیرات غیر دائمی (Unsteady)

منظور از این تأثیرات عواملی است که به طور دینامیکی روی نحوه عملکرد تونل‌باد تأثیر می‌گذارد. به طور مشخص اغتشاش (Turbulence) ایجاد شده در تونل‌باد در اثر اغتشاشات جوی است. هوای ورودی به تونل‌باد از اتمسفر مکش می‌شود، سپس از مجاری عبوری گذشته و به مقطع آزمون می‌رسد، اغتشاشات موجود در اتمسفر مستقیماً وارد این مجاری شده و کیفیت جریان را تحت تأثیر قرار می‌دهد. تأثیر این اغتشاشات به دو گونه است:

- ۱- انتقال مستقیم این اغتشاشات از اتمسفر به مقطع آزمون
- ۲- تأثیر غیرمستقیم این اغتشاشات و تحریک جریان به طوری که عواملی مانند هانی‌کامپ، توری و تغییرات مقاطع عبوری هوا باعث ایجاد اغتشاشات بیشتری روی جریان شود.

نحوه تأثیر اغتشاشات جوی روی اغتشاشات مقطع آزمون مبحث بسیار پیچیده‌ای است و می‌بایستی با دقت زیادی انجام پذیرد [۶،۵]. انجام آزمایش‌هایی در این زمینه ضروری به نظر می‌رسد، مثلاً با اندازه‌گیری تمام سرعت در دهنه ورودی و مقطع آزمون می‌توان تأثیر اغتشاشات جوی را روی نتایج و کیفیت جریان در مقطع آزمون بررسی کرد.

مدل استاندارد دینامیکی SDM یکی از مدل‌های معروف در زمینه انجام آزمایش‌های دینامیکی در شرایط ناپایاست. این مدل، در بسیاری از مراکز تحقیقاتی معتبر جهان مورد آزمایش قرار گرفته، قسمت‌هایی از نتایج آن نیز در مراجع معتبر ارائه شده‌اند [۲،۳]. SDM مدل ساده‌شده هواپیمای F-16 است. شکل (۵) نمای این مدل را نشان می‌دهد.



شکل ۵- مدل استاندارد دینامیکی SDM .

۳- منابع خطای روی مدل SDM در تونل‌باد

منابع خطای روی مدل SDM به دو دسته تقسیم‌بندی می‌شود که عبارت است از:

- ۱- تأثیرات و اغتشاشات جوی و مجاری عبور هوا
- ۲- خطای موجود در سیستم‌های اندازه‌گیری

۳-۱-۱- تأثیر اغتشاشات جوی و مجاری عبور هوا

تونل‌باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر یک تونل‌باد مدار باز است، همانگونه که مشخص است متأثر از اغتشاشات جوی است. اغتشاشات و تغییرات جوی به دو گونه روی نتایج تأثیر می‌گذارند. تأثیرات دائمی و تأثیرات غیر دائمی.

۳-۱-۱-۱- تأثیرات دائمی (Steady)

منظور از این تأثیرات آن گونه از عواملی است که پارامترهای دائمی فرض شده برای شرایط اتمسفر را متأثر می‌کند. این پارامترها به طور مشخص، شامل فشار محیط، دمای محیط، چگالی محیط و ترکیب هوای ورودی است. همانگونه که بدیهی است شرایط اولیه ورود هوا مانند فشار و دمای آن اندازه‌گیری شده و براساس آن محاسباتی صورت می‌گیرد. در صورتی که خطایی در اندازه‌گیری این پارامترها وجود داشته باشد، تأثیر مستقیمی روی نتایج

۳-۲-۱-۲- خطاهای ایجاد شده در کرنش سنج

کرنش سنج یک حس کننده است که در نقاطی که کرنش باید اندازه گیری شود، چسبانده می شود تا در اثر تغییر طول ایجاد شده در سیم های آن، مقاومت کرنش سنج متناسب با آن تغییر یافته و کرنش اندازه گیری شود [۸،۹]. خطاهایی که در کرنش سنج ها ظاهر می شود، به صورت زیر تقسیم بندی می شوند:

الف - خطای کرنش سنج؛

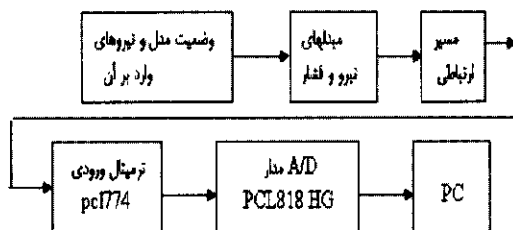
ب - خطای موادی که در نصب کرنش سنج به سازه استفاده می شود؛

ج - خطای منبع تغذیه پل های کرنش سنج؛

د - خطای سوکت و خطوط انتقال سرهای کرنش سنج ها. این تأثیرات می بایستی به نحوی برطرف شود. استفاده از کرنش سنج و سایر موارد مورد استفاده، حساس و با دقت و قابلیت اطمینان بالا از روش های برطرف کردن این خطاهاست [۸،۹].

۳-۲-۲- خطا در سیستم اخذ اطلاعات

یک سیستم اخذ اطلاعات مناسب، نقش بسزایی در بالا بردن سرعت و دقت انجام آزمون و در نهایت افزایش کارایی تونل های باد دارد [۵،۹،۸]. این سیستم، متشکل از یک رایانه شخصی به همراه یک برد A/D، برد تقویت کننده سیگنال و سیستم های جانبی آن است. شکل (۶) شمای سیستم اخذ اطلاعات مورد نظر را نشان می دهد. سیستم اخذ اطلاعات به دلیل نوع وظیفه و کاربرد آن از نوع سیستم های حساس بوده و لذا دقت، قابلیت اتکاپذیری^۲ و ایمنی^۳ جزء خصوصیات تفکیک ناپذیر آن است [۷،۹].



شکل ۶- شمای کلی سیستم اخذ اطلاعات.

استفاده از سیستم سیم داغ^۱ مناسب به نظر می رسد، به طوری که با نصب یک پروب در دهانه ورودی و یکی دیگر در مقطع آزمون می توان اغتشاشات را بررسی کرد.

۳-۲-۳- خطاهای موجود در سیستم های اندازه گیری

این خطاها، شامل خطا در اندازه گیری پارامترهایی مانند نیرو و لنگر است، به طوری که عدد بدست آمده از سیستم اندازه گیری با عدد واقعی متفاوت باشد. این خطاها به دو قسمت تقسیم می شوند:

۱- خطا در بالانس

۲- خطا در سیستم اخذ اطلاعات

۳-۲-۳-۱- خطا در بالانس

برای اندازه گیری نیرو و لنگر از بالانس استفاده می کنیم که مکانیزم انجام این کار بدین شکل است که هنگام وارد آمدن نیرو و لنگرها به یک مدل متصل به بالانس، تغییر شکل های الاستیک در قسمت های مختلف بالانس متناسب با نیرو یا لنگر بوجود می آید. این تغییر شکل ها به کمک کرنش سنج اندازه گیری می شود. خطاهایی که در یک بالانس ظاهر می شود، به دو گونه تقسیم بندی می شوند [۸،۹].

۱) خطاهایی که در اثر سازه بالانس ایجاد می شوند.

۲) خطاهایی که در اثر کرنش سنج ها بوجود می آیند.

۳-۲-۳-۲- خطاهای سازه ای

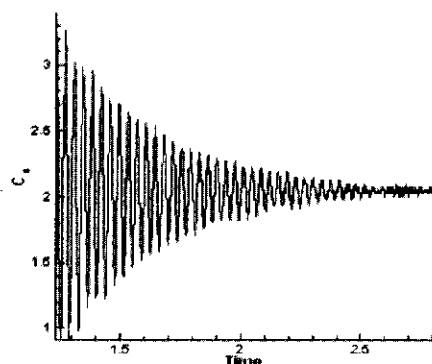
یک بالانس باید به نحوی طراحی شود که تغییر شکل ایجاد شده در اثر یک نیرو یا لنگر، تنها در یک نقطه یا نقاط خاص ایجاد شود و این امکان وجود داشته باشد که نیروها و لنگرها به طور مستقل اندازه گیری شوند [۸،۹]. اما در عمل این امکان نیست و نیروها و لنگرها روی اجزای مربوط به همدیگر اثر می گذارند و این مطلب باعث غیرخطی شدن و ایجاد خطا در حین کالیبراسیون می شود. سازه بالانس و همچنین، محل نصب کرنش سنج ها باید به گونه ای تعیین شود تا پاسخ بالانس به نیروها و لنگرها، خطی بوده و مؤلفه ها روی همدیگر بی تأثیر باشند. تغییرات دما از دیگر منابع خطا است که باعث تغییرات نامطلوب در سازه می شود.

2- Dependability

3- Safety

1- Hot Wire

سیستم‌های رابط اعمال ضربه ناگهانی به بالانس و تعیین تبدیل فوریه سیگنال خروجی بالانس در فضای فرکانس است. جهش‌های مشاهده شده در فضای فرکانس نشان‌دهنده فرکانس‌های طبیعی سیستم هستند. با توجه به اینکه در بررسی مشتقات پایداری مدل‌ها، ضرایب نیروی عمودی (Cn) و لنگر پیچشی (Cm) دارای اهمیت فوق‌العاده‌ای هستند [۲،۳]. به همین دلیل در محاسبه و تعیین بهینه فرکانس طبیعی، فرکانس نمونه‌برداری و تعداد نمونه‌ها مولفه نیروی عمودی مورد بررسی قرار می‌گیرد. شکل (۷-الف) خروجی کانال نیروی عمودی با زمان را بعد از اعمال ضربه به بالانس دینامیکی نشان می‌دهد. تقریباً بعد از سه ثانیه این نوسانات میرا شده‌اند. شکل (۷-ب) تبدیل فوریه گسسته^۱ خروجی کانال نیروی عمودی در فضای فرکانس را نشان می‌دهد. اولین و بیشترین جهش سیگنال در فرکانس حدود ۲۷ هرتز است. جهش‌های کوچکی در هارمونیک‌های بالاتر این فرکانس دیده می‌شوند که در نتیجه این جهش، فرکانس طبیعی را نشان می‌دهد. وجود هارمونیک‌های متعدد، انتخاب فرکانس نمونه‌برداری بالایی را برای جلوگیری از پدیده تداخل طیفی^۲ الزامی می‌سازد که برای این منظور باید نرخ نمونه‌برداری نایکویست برای بالاترین مؤلفه‌های هارمونیک رعایت شود.



الف-۷

برد A/D ولتاژهای خروجی از حسگرها را تبدیل به اعدادی می‌کند که می‌توانند در یک برنامه رایانه‌ای استفاده و پردازش شوند. با تبدیل ولتاژهای پیوسته به ولتاژهای گسسته همواره خطایی در نتایج ایجاد می‌شود که در صورتی که تعداد زیادی نمونه‌گیری انجام شده و میانگین آنها بدست آید، این خطا کاهش می‌یابد. برد A/D نیز دچار خطای سیستماتیک بوده که نتایج را تخریب می‌کند و می‌بایستی کالیبره شده و مورد استفاده قرار گیرد. عوامل مؤثر در خطای اعداد بدست آمده از برد A/D را به سه گونه کلی می‌توان تقسیم بندی کرد.

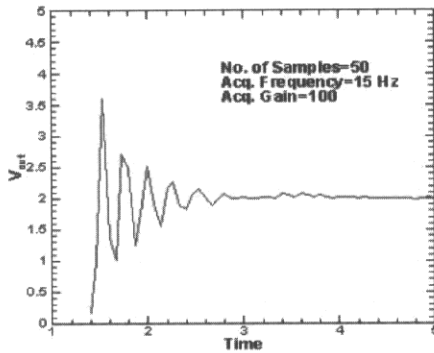
- ۱- خطاهای ایجاد شده در اثر تخمین و عدم اندازه‌گیری دقیق پارامترهای محفظه آزمون، از قبیل عدد ماخ، فشار، اغتشاش، عدم توزیع یکنواخت فشار، عدد ماخ و غیره.
- ۲- خطاهای ایجاد شده حین اندازه‌گیری در سیستم‌های الکترونیکی و رایانه، مانند تغییرات ولتاژ ورودی، نویز و اشباع شدن کانال‌های برد A/D و غیره.
- ۳- خطای بوجود آمده در اثر استفاده از اعداد ناصحیح، مانند فشار دینامیکی، ضرایب کالیبراسیون، عدد ماخ و غیره، در پردازش ولتاژهایی که از برد A/D بدست می‌آید.

با توجه به گستردگی مدار اخذ اطلاعات مشغول بکار بودن چند زیرسیستم آن به طور هم‌زمان و هزینه بالای انجام آزمون‌ها، خطاهای زیادی حین انتقال سیگنال، ممکن است در خطوط انتقال ایجاد شود، مهمترین خطا؛ افت سیگنال، تأثیر نویز و اغتشاشات خارجی روی خطوط انتقال است. متداول‌ترین حالت برای کاهش این اثرات، استفاده از شیلد مناسب برای کابل‌ها و چاه ارت است [۸،۹].

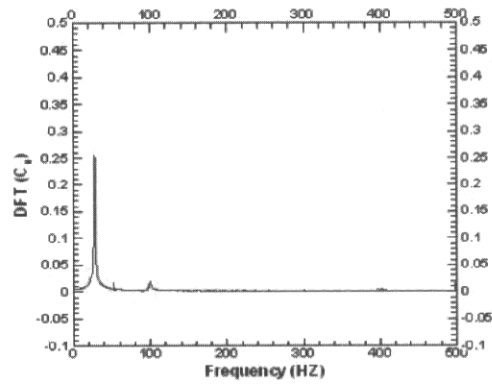
ع- محاسبه فرکانس طبیعی سیستم نوسان‌ساز به همراه بالانس دینامیکی

در آزمایش‌های دینامیکی تعیین فرکانس طبیعی مدل، بالانس و سیستم رابط، بسیار حائز اهمیت است. زیرا با مشخص بودن این فرکانس می‌توان از ایجاد حالت رزونانس در حین آزمایش جلوگیری کرد. یک روش متداول برای تعیین فرکانس طبیعی مجموعه مدل با بالانس و

1- Discrete Fourier Transformation
2- Aliasing

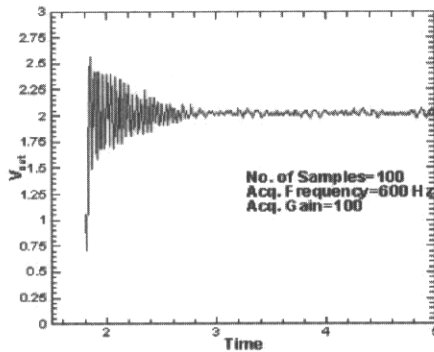


شکل ۸-ب



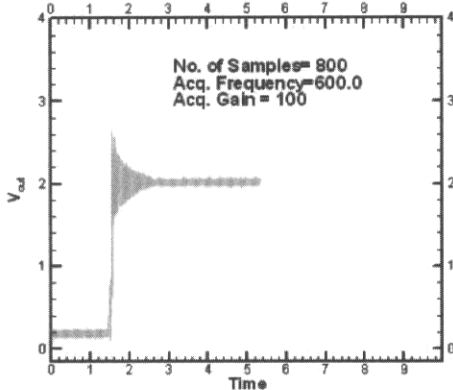
۷-ب

شکل ۷- تغییرات نیروی عمودی در فضای زمان و فرکانس پس از وارد شدن ضربه به بالانس دینامیکی.

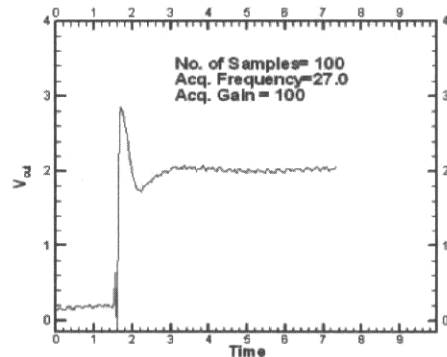


شکل ۸-ج

همچنین، به صورت عملی آزمایش ضربه به مدل SDM در فرکانس‌های نمونه‌برداری انجام گرفت که شکل (۸) نتایج کار را نشان می‌دهد. در این شکل‌ها تغییرات ولتاژ خروجی نیروی عمودی با زمان، قبل و بعد از اعمال ضربه به مدل نشان داده شده است. مطابق شکل (۸-الف)، چنانچه فرکانس داده‌برداری برابر با فرکانس طبیعی سیستم باشد، تقریباً هیچ نوسانی در خروجی ثبت نخواهد شد. به ازای فرکانس داده‌برداری کمتر از فرکانس طبیعی نیز خروجی سیستم صحیح نیست (۸-ب). بهترین نتایج مربوط به فرکانس داده‌برداری ۶۰۰ هرتز و ۸۰۰ هرتز، نمونه در هر سیکل نوسانی می‌باشد که شکل (۸-د) آن را نشان می‌دهد.



شکل ۸-د

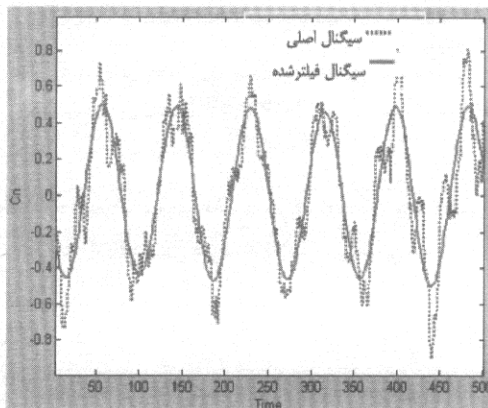


شکل ۸-الف

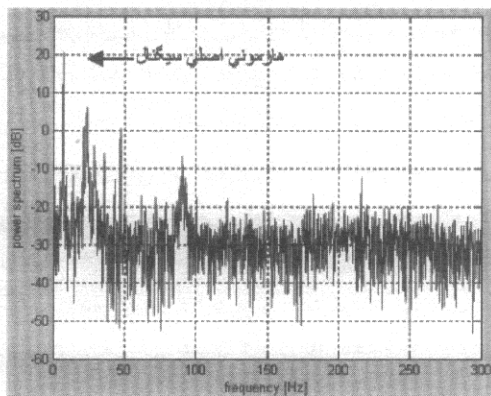
شکل ۸- اثرات فرکانس نمونه‌برداری و تعداد نمونه‌ها بر تغییرات نیروی عمودی قبل و بعد از وارد شدن ضربه به بالانس دینامیکی.

برای تعیین فرکانس و نرخ نمونه‌برداری بهینه، پس از انجام آزمایش‌های متعدد برای پنج مؤلفه بالانس و بررسی نتایج خروجی یک نرخ نمونه‌برداری مناسب فرکانس ۶۰۰ هرتز انتخاب شد (شکل ۸). ضمناً تعداد نمونه‌های برداشته شده برای رسیدن به دقت اندازه‌گیری مناسب برای فرکانس بسیار حائز اهمیت است؛ زیرا خطای اندازه‌گیری فرکانس به

می‌گیرد، با توجه به این مطلب که در دو وضعیت حرکتی ذکر شده، این مؤلفه بیشترین تأثیرپذیری را داراست [۲،۳]. مؤلفه نیروی عمودی دارای نویز، تغییرات لحظه‌ای فاز، دامنه و اعوجاج است. شکل (۹-الف) سیگنال خروجی نیروی عمودی و شکل (۹-ب) طیف آن را نشان می‌دهد.



(الف)



(ب)

شکل ۹- مؤلفه نیروی عمودی مدل SDM قبل و بعد از فیلتر در عدد ماخ ۱/۵ و طیف آن.

برای حذف نویز و هارمونیک‌های بالای ناشی از اعوجاج، می‌توان از فیلترهای دیجیتال بهره گرفت. فیلترهای دیجیتال به دو دسته، پاسخ ضربه نامحدود^۱ و پاسخ ضربه محدود^۲ تقسیم می‌شوند که در عملکرد و نحوه فیلترکردن به‌طور کلی با هم متفاوت هستند [۱۰، ۱۱، ۱۲]. فیلترهای FIR نسبت به فیلترهای IIR دارای مزایای نسبی زیر هستند:

- 1- Infinite Impulse Response
- 2- Finite Impulse Response

طول زمان اندازه‌گیری بستگی دارد. اگر زمان T معرف M سیکل از سیگنال با فرکانس F باشد، فرکانس را می‌توان از فرمول زیر محاسبه کرد [۷].

$$F = M / T. \quad (1)$$

حداکثر خطای مطلق اندازه‌گیری زمان حدود نصف پرپود نمونه‌برداری است (Ts/2) در نتیجه می‌توان حد اکثر دامنه خطای فرکانس را به صورت زیر بیان کرد:

$$e = \left[\frac{M}{(T - T_s/2)} - \frac{M}{(T + T_s/2)} \right] / 2 = \frac{MT_s/2}{T^2 - T_s^2/4}. \quad (2)$$

با تقسیم e بر F می‌توان خطای نسبی فرکانس را بدست آورد:

$$error[\%] = \frac{T_s/2}{T - T_s^2/4T} \times 100 \approx 50 \frac{T_s}{T}, \quad (3)$$

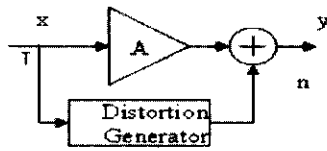
که مقدار تقریبی برای نسبت‌های $\frac{T_s}{T}$ کوچک صدق می‌کند. تعداد نمونه‌های برداشته شده در زمان T برابر است با:

$$N = T / T_s. \quad (4)$$

با فرکانس نمونه‌برداری ۶۰۰ هرتز و ۱/۵ درصد خطای اندازه‌گیری فرکانس به حدود ۸۰۰ نمونه نیاز است که در اندازه‌گیری نیروها و لنگرهای آیرودینامیکی وارد بر مدل در آزمون‌های تونل‌باد با استفاده از بالانس دینامیکی از همین تعداد نمونه استفاده شده است که به‌وسیله سیستم اخذ اطلاعات براساس برنامه نرم‌افزاری از قبل تعریف‌شده دریافت و در فایل‌های متعدد ذخیره می‌شوند. از آنجا که نتایج خروجی حسگرهای بالانس همواره با اغتشاش همراه است، قبل از پردازش و بدست آوردن ضرایب آیرودینامیکی مدل، باید این سیگنال‌های اضافی و متفرقه از نتایج حذف شوند و علل پیدایش آنها مشخص شود، که در ادامه مقاله به آن می‌پردازیم.

۵- بررسی و تحلیل مؤلفه نیروی عمودی مدل SDM

این بررسی و تحلیل روی فایل خروجی آزمون مدل SDM در عدد ماخ ۱/۵ بر روی مؤلفه نیروی عمودی انجام



شکل ۱۰- مدلی از یک سیستم با اغتشاش.

$$y = \alpha x + n \quad (7)$$

که در آن، α ضریب بهره‌ای است که ماکزیمم سیگنال بدون اغتشاش را می‌دهد. توان سیگنال اغتشاش N را از رابطه زیر می‌توان پیدا کرد که در آن علامت ستاره نشان‌دهنده مزدوج مختلط و علامت بار نشان‌دهنده متوسط زمانی است.

$$N = \overline{nm^*} = \overline{(y - \alpha x)(y^* - \alpha^* x^*)} \quad (8)$$

معادله (۸) را می‌توان به صورت زیر بسط داد:

$$N = |y|^2 + |\alpha|^2 |x|^2 - \alpha \overline{xy^*} - \alpha^* \overline{x^* y} \quad (9)$$

برای یافتن مقدار α که N را می‌نیمم می‌سازد، مشتقات N نسبت به جزء حقیقی و موهومی α را مساوی صفر قرار می‌دهیم.

$$\left. \frac{\partial N}{\partial \text{real}(\alpha)} \right|_{\text{imag}(\alpha)} = \left. \frac{\partial N}{\partial \text{imag}(\alpha)} \right|_{\text{real}(\alpha)} = 0 \quad (10)$$

با جایگزینی رابطه (۹) در رابطه (۱۰) و حل آن نتیجه می‌گیریم:

$$\text{real}(\alpha) = \frac{\overline{x^* y} + \overline{xy^*}}{2|x|^2}, \quad \text{imag}(\alpha) = \frac{\overline{x^* y} - \overline{xy^*}}{2j|x|^2} \quad (11)$$

با ترکیب معادلات در رابطه (۱۱)، α به صورت زیر حاصل می‌شود:

$$\alpha = \frac{\overline{x^* y}}{|x|^2} \quad (12)$$

توان اغتشاش با جایگزینی رابطه (۱۲) در رابطه (۹) پیدا می‌شود:

$$N = |y|^2 - |\alpha|^2 |x|^2 \quad (13)$$

۱- طراحی فیلترهای FIR نسبت به فیلترهای IIR ساده‌تر است.

۲- فیلترهای FIR را می‌توان با فاز خطی طراحی کرد.

۳- فیلترهای FIR تحت هر شرایط پایدار هستند. چون دارای $h(n)$ محدودند ($|h(n)| < \infty$).

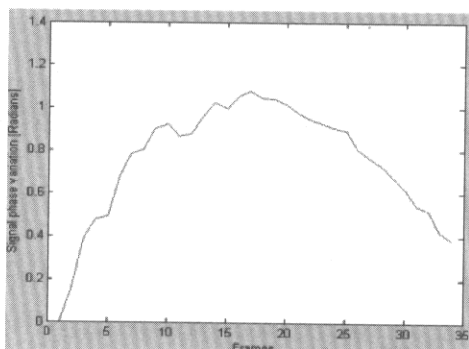
سیگنال خروجی هر فیلتر با کانولوشن سیگنال ورودی و پاسخ ضربه آن سیستم بدست می‌آید:

$$Y(n) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} h(m) \times x(n-m) \quad (5)$$

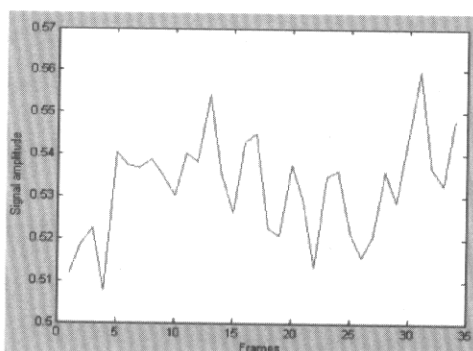
پاسخ ضربه فیلترهای پایدار در زمان‌های طولانی به سمت صفر میل می‌کند. لذا، لزومی برای بکارگیری کلیه نمونه‌های پاسخ ضربه فیلتر وجود ندارد و عملاً تعداد محدودی از نمونه‌های $h(n)$ برای فیلترکردن کافی است [۱۰، ۱۲، ۱۳]. در این صورت رابطه (۵) به رابطه زیر تبدیل می‌شود:

$$Y(n) = \sum_{m=0}^{N-1} h(m) \times x(n-m) \quad (6)$$

با توجه به مزایای ذکر شده برای فیلترهای FIR این نوع فیلتر برای حذف سیگنال‌های اضافی انتخاب شد. طراحی این فیلترها با نرم‌افزارهای طراحی، شبیه‌مطلب (MATLAB) به آسانی صورت می‌گیرد. اما آنچه که باید در این طراحی در نظر گرفت، حذف حداکثر نویز و اعوجاج از سیگنال است که برای این کار می‌بایستی مشخصات فیلتر مانند پهنای باند، باندگذر و غیره براساس یک معیار ویژه تعیین گردند [۱۴، ۱۷، ۱۵، ۱۶]. این معیار می‌تواند میزان قدرت نویز باقیمانده در کانال پس از فیلتر شدن باشد. شکل (۹-الف) خروجی این فیلتر را نشان می‌دهد. اندازه‌گیری قدرت نویز را نمی‌توان به آسانی انجام داد، زیرا سیگنال علاوه بر اعوجاج تضعیف نیز می‌شود. شکل (۱۰) مدلی از چنین سیستمی را نشان می‌دهد [۱۴] که در آن سیگنال خروجی y از یک سیگنال اغتشاشی n و یک سیگنال تقویت‌شده خطی αx به صورت زیر تشکیل شده است:

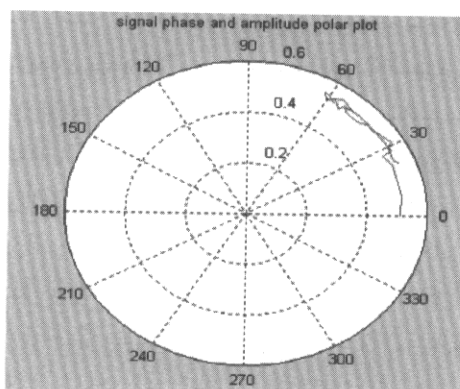


(الف)



(ب)

شکل ۱۱- میزان اعوجاج فاز و تغییرات دامنه مؤلفه نیروی عمودی در عدد ماخ ۱/۵.



شکل ۱۲- نقشه قطبی دامنه و فاز مؤلفه نیروی عمودی در عدد ماخ ۱/۵.

توان سیگنال بدون اغتشاش، که از آن نسبت سیگنال به اغتشاش را می‌توان محاسبه کرد که برابر است با $S = |\alpha|^2 |x|^2$. به سادگی می‌توان نشان داد که $xn^* = x^*n = 0$ که دلالت بر آن دارد که سیگنال اغتشاش n با سیگنال ورودی x در زمان صفر همبستگی ندارد. این روش اندازه‌گیری را تنها در صورتی می‌توان به کار برد که سیگنال مرجع x در اختیار باشد.

از آنجایی که شکل موج سیگنال تحریک سینوسی است با تولید یک موج سینوسی مرجع و با استفاده از فرمول‌های (۱۲) و (۱۳) می‌توان مقدار نویز کانال را اندازه‌گیری کرد. مشکل اصلی که در بکارگیری این روش مشاهده می‌شود، این است که دامنه و فاز سیگنال دریافتی به طور لحظه‌ای با زمان تغییر می‌کند و لذا می‌بایست فاز و دامنه سیگنال سینوسی مرجع را نیز متناسب با سیگنال دریافتی تنظیم کرد. برای این تنظیم و اینکه دانسته شود که آیا تنظیم به درستی صورت گرفته است؛ فاز سیگنال مرجع در پله‌های چند درجه‌ای تغییر داده شد، تا اینکه نویز خروجی حداقل شود. در این حال دامنه سیگنال واقعی از فرمول (۱۲) محاسبه شد و فاز نیز اندازه‌گیری شد. از مشکلات دیگری که می‌بایست باید بر آن غلبه کرد، خطای اندازه‌گیری فرکانس سیگنال تحریک است که دقت آن می‌تواند اندازه‌گیری فاز را تحت تأثیر قرار دهد، زیرا وسایل تنظیم فرکانس تحریک، دارای خطای ۱۰ درصدی هستند که این خطا به‌طور قابل ملاحظه زیاد است. برای کاهش این خطا نیز می‌توان فرکانس سیگنال مرجع را با استفاده از حداقل کردن خطای بین سیگنال و سیگنال مرجع که با کمک فرمول (۱۳) صورت می‌گیرد، تنظیم کرد. نتایج حاصل از اندازه‌گیری تغییرات فاز (یا نوعی مدلاسیون فاز سیگنال تحریک) در شکل (۱۱-الف) نشان داده شده است که معرف میزان چرخش جانبی مدل در تونل باد است. همچنین، تغییرات دامنه در شکل (۱۱-ب) آمده که نشان‌دهنده عدم یکنواختی جریان در حین آزمون روی مدل بوده و نقشه قطبی دامنه و فاز آن در شکل (۱۲) آمده است که با کمک آن می‌توان میزان پایداری مدل را مورد بررسی و تحلیل قرار داد.

نتیجه‌گیری

مراجع

- طراحی و بهینه‌سازی شکل آیرودینامیکی هواپیماها، موشکها، خودروها و دیگر اجسام متحرک مستلزم شبیه‌سازی جریان هوای اطراف مدل آنها در تونل‌باد بوده و اندازه‌گیری دقیق نیروها و لنگرهای وارد بر آنها از اهمیت فوق‌العاده‌ای برخوردار است. ضمن اینکه این فعالیت فرآیندی پیچیده، طولانی مدت، پرهزینه و دارای خطرات جانبی (صدای زیاد، مخازن پرفشار و ...) است. لذا، آزمون‌های تونل‌باد باید با نهایت دقت، ایمنی و قابلیت اطمینان بالا انجام گیرند تا از تکرار انجام آزمون‌ها جلوگیری شود. آزمون‌های متعددی در تونل‌باد مرکز تحقیقات آیرودینامیک قدر بر روی مدل استاندارد دینامیکی در عدد ماخ‌های مختلف و وضعیت‌های حرکتی Pitching و Plunging انجام گرفته است. در این مقاله، روشی جدید برای ارزیابی کیفیت سیگنال، براساس حداقل‌سازی نویز درون کانال ارائه شد. با کمک معیار ارائه‌شده فیلترهای حذف نویز بهینه گردیده و همچنین، تغییرات دامنه و فاز سیگنال تحریک در تونل‌باد روی تمام فایل‌های خروجی این آزمون‌ها اندازه‌گیری شد که نمونه‌ای از نتایج بررسی‌ها در عدد ماخ ۱/۵ ارائه گردید. نتیجه مهم بدست آمده این است که در حین انجام آزمون باید جریان عبوری از روی مدل از پایداری مناسب برخوردار باشد، لازمه این کار ثابت نگه‌داشتن رژیم موتورهاست. علاوه بر این باید با استفاده از رابط مناسب بین بالانس و مدل از حرکت جانبی آن کاست، تا مدل مورد آزمون تغییر لحظه‌ای فاز و دامنه نداشته باشد. این نتایج نقش عمده‌ای در کاهش انجام آزمون‌های تکراری مدل و نهایتاً کاهش زمان و هزینه انجام آزمون‌ها را به همراه دارد.
- در خاتمه می‌توان پیش‌بینی کرد؛ در آینده تنها عاملی که می‌تواند به کارگیری صحیح تونل‌های باد را تضمین کند، استفاده وسیع از ابزارهای دقیق و با قابلیت اطمینان بالا برای اندازه‌گیری پارامترهای مختلف مدل مورد آزمون در آن است.
- [1] Milne, G.W., Vander, K., and Steyn, W.H. "Maximum Likelihood Stability and Control Derivative Identification of a Cessna Citation II", AIAA J., pp. 2001-2013, 2001.
 - [2] De Laat, T.W.G. and Coene, R. "Unsteady Force on Slender Aircraft with Free Vortices in Inviscid Flow", AIAA J., Vol. 40, No. 4, 2002.
 - [3] Sunada, S., Kawachi, K., Matsumoto, A., and Sakaguchi, A. "Unsteady Forces on a Two-dimensional Wing in Plunging and Pitching Motions", AIAA J., Vol. 39, No. 7, 2001.
 - [4] Ericsson, L.E. and Begers, M.E. "Universality of the Moving Wall Effect", J. Aircraft, Vol. 37, No. 3, 2000.
 - [5] Volluz, R.J. "Handbook of Supersonic Aerodynamics, Section 20, Wind Tunnel Instrumentation and Operation", NAVORD Report 1488, Tech. Report, Vol. 6, 1991.
 - [6] Harper J.J. and Pope, A. "Model Force, Moment, and Pressure Measurements, Low Speed Wind Tunnel Testing, Third Ed., John Wiley, New York, 1999.
 - [7] OTT, H.W., "Noise Reduction Techniques in Electronic Systems", Signal Processing J., 2000.
 - [8] Alex, T. and Edwards. "Comparison of Strain Gauge and Fiber Optic Sensors on a Sting Balance In a Supersonic Wind Tunnel", M.Sc. Thesis, Aerospace Eng. Virginia University, Virginia, U.S.A., 2000.
 - [9] Robert, W., Jevon, "Dynamic Strain Gauge Balance For M.I.T Transonic Wind Tunnel", M.Sc. Thesis, Aeronautical Eng. Department, MIT University, U.S.A., 1951.
 - [10] Soo, C.P. and Chien, C.T. "Design of Equiripple Log FIR and IIR Filters Using Multiple Exchange Algorithm", Signal Processing J., Vol. 59, No. 3, pp. 291-303, 1997.
 - [11] Shefeng, Y. and Yuanliang, M. "A Unified Framework for Designing FIR Filters with Arbitrary Magnitude and Phase Response", Digital Signal Processing J., In Press, 2004.

- [12] Elizabeth, E., Per, L., Håkan, J., and Lars, W., "Tree-Structured IIR/FIR Uniform-Band and Octave-Band filter Banks with Very Low-Complexity Analysis or Synthesis Filters", *Signal Processing J.*, Vol. 83, No. 9, pp. 1997-2009, 2003.
- [13] Toshiyasu, T., Gary, W., Small, and Roger, J. "Infinite Impulse Response Filters for Direct Analysis of Interferogram Data from Airborne Passive Fourier Transform Infrared Spectrometry", *Vibrational Spectroscopy J.*, In Press, 2004.
- [14] Berangi, R. "On the Clipping of the High Peak to Average Ratio Signals Based on Optimum Single Peak Clipping", *IEEE Communication Letters*, In Press.
- [15] Tolga Ç. "An efficient Local Search Method Guided by Gradient Information for Discrete Coefficient FIR Filter Design", *Signal Processing J.*, Vol. 82, No. 10, pp. 1337-1350, 2002.
- [16] Yung, A.K. and Sau, G.C. "Design of Finite-Word-Length FIR Filters with Least-Squares Error", *Signal Processing*, Vol. 80, No. 8, pp. 1591-1596, 2000.
- [17] Corneliu, P., Bogdan, D., and Boris, J. "Efficient State-Space Approach for FIR Filter Bank Completion", *Signal Processing J.*, Vol. 83, No. 9, pp. 1973-1983, 2003.