Journal of Acoustical Engineering Society of Iran, Vol. 11, No. 1, 2023

(Research Article)
Experimental investigation of the surface pressure spectrum on a high-swept-back delta wing

J. Ragani Lamouki[1], A. Afshari[2], M. Pasandidehfard[*1]
1. Department of Mechanical Engineering, Ferdowsi University of Mashhad
2. Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology

Received: 2023/04/08, Accepted: 2023/09/02

Abstract

In recent years, the delta wing configuration has been widely used in subsonic drones in addition to supersonic aircrafts such as fighters. On the other hand, due to the increasing development of acoustic detection systems, it is necessary to investigate the noise of drones. In this article, the behavior of surface pressure fluctuations as a source of noise generation on a delta wing with a 70-degree sweep angle has been investigated experimentally. The obtained results show that at angles of attack above 5 degrees, there was a significant increase in the surface power spectral density values, which could be caused by the formation of leading-edge vertices at the end of the wing. Also, by moving in the direction of the flow, while transferring energy from high frequencies to lower frequencies, the peak of the surface pressure spectrum occurs at lower frequencies. Finally, the obtained results show that at an angle of attack of 30 degrees, there was a significant increase in the surface power spectral density values in the position close to the trailing edge of the wing, which indicates the occurrence of the vortex bursting phenomenon at that position.

Keywords: Delta wing, Leading edge vortex, Noise, Surface pressure spectrum.

pp. 48-58 (In Persian)

[*] Corresponding author E-mail: fard_m@um.ac.ir

مقاله پژوهشی

مجله انجمن مهندسی صوتیّات ایران
سال ۱۴۰۲، دوره: ۱۱، شماره: ۱، صفحات: ۴۸-۵۸

بررسی تجربی طیف فشار سطح روی بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی بالا

جابر رگنی لموکی[۱]، عباس افشاری[۲]، محمود پسندیده‌فرد*[۱]

۱. گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه فردوسی مشهد
۲. دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

دریافت: ۱۴۰۲/۰۱/۱۹، پذیرش: ۱۴۰۲/۰۶/۱۱

چکیده

در سال‌های اخیر پیکربندی بال مثلثی علاوه بر پرنده‌های اَبَرآوایی (مافوق صوت) نظیر جنگنده‌ها، در پهپادهای زیرآوایی (مادون‌صوت) نیز به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. از طرفی بررسی نوفه پهپادها به واسطه توسعه روز افزون سامانه‌های تشخیص صوتی امری ضروری می‌باشد. در این مقاله، رفتار نوسانات فشار سطح به عنوان منبع تولید نوفه روی بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه به‌صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهند که در زوایای حمله بالای ۵ درجه، افزایش چشم‌گیری در مقادیر چگالی طیف فشار سطح رخ داده که این افزایش می‌تواند ناشی از تشکیل گردابه‌های لبه حمله در بخش انتهایی بال باشد. هم‌چنین با حرکت در راستای جریان، ضمن انتقال انرژی از بسامدهای بالا به بسامدهای پایین، قلّه طیف فشار سطح در بسامدهای پایین‌تر اتفاق می‌افتد. در نهایت نتایج به‌دست‌آمده نشان می‌دهند که در زاویه حمله ۳۰ درجه، افزایش قابل توجهی در مقادیر چگالی طیف فشار سطح در موقعیت نزدیک به لبه فرار بال ایجاد شده که نمایانگر وقوع پدیده انفجار گردابه در موقعیت مذکور می‌باشد.

کلیدواژه‌ها: بال مثلثی، گردابه لبه حمله، نوفه، طیف فشار سطح.

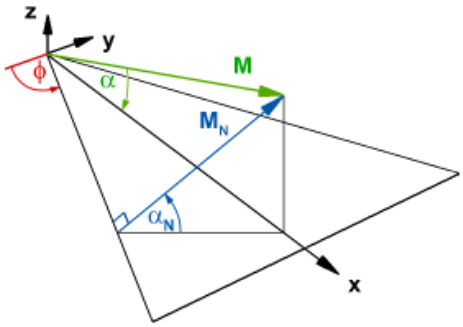
۱. مقدمه

امروزه علاوه بر کاربرد پیکربندی بال مثلثی در وسایل پرنده با سرعت‌های بالا نظیر جنگنده‌ها، از آن در ریزپرنده‌ها و هواپیماهای بدون سرنشین (پهپاد)[۱] با سرعت‌های پروازی پایین نیز استفاده می‌شود. وجود گردابه لبه حمله[۲] در بال مثلثی در زوایای حمله بالا، باعث ایجاد یک ناحیه کم‌فشار روی بال شده و در نتیجه نیروی برآ به‌طور قابل توجهی افزایش یافته و واماندگی نیز در زوایای حمله بالاتر اتفاق می‌افتد [۱]. بررسی و تحلیل گردابه‌های لبه حمله در پیکربندی بال‌های با زاویه پس‌گرایی بالا و متوسط و با نسبت منظری پایین[۳] همواره از دیرباز موضوع تحقیقات آیرودینامیکی بوده است. به‌طوری‌که در طول دهه‌های گذشته، پدیده‌های جریان مرتبط با گردابه‌های لبه حمله به میزان زیادی مورد بررسی قرار گرفته‌اند. ویژگی‌های جریان حول بال مثلثی از یک طرف تحت تأثیر شبه‌سنج‌های هندسی شامل زاویه پس‌گرایی، نسبت منظری، ضخامت نسبی بال، نوع لبه حمله و هم‌چنین هندسه لبه فرار می‌باشد و از طرفی دیگر تحت‌تأثیر شرایط جریان آزاد نظیر عدد ماخ، عدد رینولدز، زاویه حمله و زاویه لغزش جانبی[۴]، قرار می‌گیرند [۲]. به‌طور کلی، شبه‌سنج‌های پیش‌گفته عمدتاً محل شروع جدایش جریان، پیشرفت و توسعه گردابه لبه حمله و قدرت مؤثر آن و هم‌چنین پدیده‌های جریان ناپایا مانند انفجار گردابه را تعیین می‌کنند.

در طول دهه‌های اخیر، تحلیل‌های متعددی روی بال‌های مثلثی باریک با لبه‌های نوک تیز[۵] انجام شده است، که برای آن‌ها شروع جدایش جریان از نظر هندسی یکسان است [۲]. استنبروک و اسکوایر نشان دادند برای بال‌های با زاویه پس‌گرایی بالا، جریان عمدتاً توسط زاویه حمله و عدد ماخ عمود بر لبه حمله کنترل می‌شود (شکل ۱) [۳].

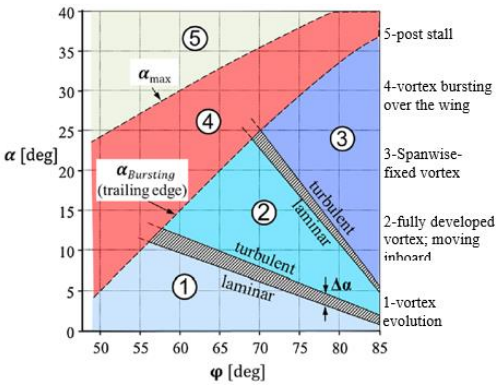
* نویسنده پاسخگو: fard_m@um.ac.ir

[1] MAV and UAV
[2] Leading edge vortex
[3] Low aspect ratio
[4] Sideslip angle
[5] Sharp leading edges



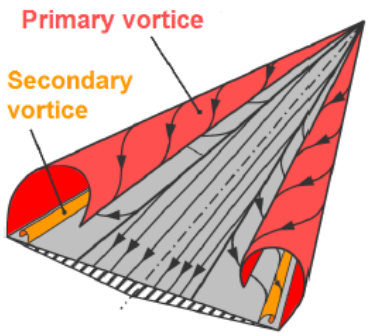
شکل ۱ زاویه حمله و عدد ماخ عمود بر لبه حمله [۳].

رشد و پیشروی گردابه لبه حمله به‌عنوان تابعی از زاویه حمله و زاویه پس‌گرایی برای بال‌های مسطح با ضخامت حدود ۴ درصد وتر مرکزی با زاویه پس‌گرایی بالا و لبه حمله تیز در اعداد ماخ پایین در شکل ۲ نشان داده شده است [۴].



شکل ۲ مراحل تشکیل، رشد و پیشروی گردابه لبه حمله به‌عنوان تابعی از زاویه پس‌گرایی و زاویه حمله [۴].

در بال‌های با لبه حمله تیز، در مرحله تشکیل و تکامل گردابه[1]، جریان در لبه حمله در زوایای حمله پایین جدا می‌شود. این جدایش از قسمت انتهایی بال آغاز شده و با افزایش زاویه حمله به سمت رأس[2] بال پیش‌روی می‌کند. لایه برشی جداشده در کناره بال می‌چرخد تا یک سامانه متشکل از دو گردابه لبه حمله دارای چرخش خلاف جهت یکدیگر (گردابه اولیه و ثانویه) تشکیل شود. به حالتی‌که جدایش به رأس بال برسد، گردابه لبه حمله کاملاً توسعه‌یافته[3] گفته می‌شود. در شکل ۳ چگونگی تشکیل گردابه لبه حمله توسعه‌یافته و هم‌چنین گردابه ثانویه ناشی از گرادیان فشار مثبت روی سطح بال بین قلّه[4] مکش در زیر محور گردابه اولیه و فشار بالاتر در لبه حمله، نشان داده شده است. با افزایش بیش‌تر زاویه حمله و در بال‌های با زاویه پس‌گرایی بالا، سطح احاطه‌شده توسط گردابه در راستای دهانه بال افزایش یافته و مرکز آن به سمت داخل حرکت می‌کند. این روند تا جایی ادامه پیدا می‌کند که گردابه‌ها به‌دلیل اثرات وجود همتای خود در طرف دیگر بال، نمی‌توانند بیش‌تر منبسط شوند و محل گردابه در راستای دهانه بال ثابت[5] می‌شود [۵].

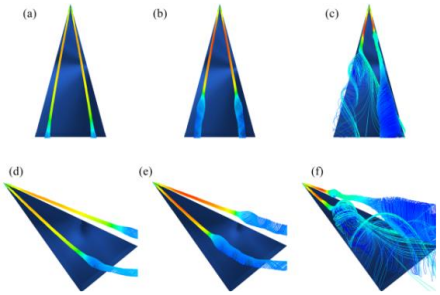


شکل ۳ گردابه لبه حمله کاملاً توسعه‌یافته [۶].

به‌واسطه سرعت محیطی و گرادیان‌های فشار شعاعی بالا و هم‌چنین پایین بودن فشار کل در محل محور گردابه، در زوایای حمله بسیار بالا گردابه به حالت بحرانی رسیده که به آن ترکیدن (انفجار) گردابه[6] گفته می‌شود. افزایش شدید گرادیان فشار نامطلوب محوری در لبه فرار، سبب تغییر نیم‌رخ (پروفیل) هسته گردابه از یک جریان شتاب‌دار محوری به یک جریان کندشونده همراه با یک انبساط شعاعی قوی هسته گردابه و ایجاد نوسانات در مقیاس بزرگ می‌شود. این فرآیند از پایین‌دست جریان آغاز و با ادامه افزایش زاویه حمله به سمت رأس بال حرکت می‌کند. زمانی‌که انفجار گردابه به نزدیکی رأس بال برسد، بیشینه زاویه حمله به‌دست می‌آید و رژیم جریان در زوایای حمله بالاتر، رژیم پساواماندگی[7] نامیده می‌شود که با کاهش نیروی برآ همراه است؛ زیرا لایه برشی که از لبه حمله سرچشمه می‌گیرد دیگر نمی‌چرخد تا یک گردابه

[1] Vortex evolution
[2] Apex
[3] Fully-developed leading edge vortex
[4] Peak
[5] Spanwise-fixed vortex
[6] Vortex bursting
[7] Post stall

لبه حمله روی بال ایجاد کند، بلکه بدون ایجاد سرعت اضافه روی سطح بال، به پایین‌دست منتقل می‌شود. در زوایای حمله بسیار بالا و زمانی‌که محل انفجار گردابه به رأس بال رسیده است، پدیده ریزش گردابه[1] اتفاق می‌افتد [۵]. در شکل ۴ انفجار گردابه روی یک بال مثلثی باریک در زوایای حمله مختلف نشان داده شده است [۷].



شکل ۴ انفجار گردابه روی بال مثلثی در زاویه حمله (a،d) ۳۳ درجه (b،e) ۳۸ درجه و (c،f) ۴۵ درجه [۷].

از سوی دیگر نوسانات فشار سطح نقش تعیین‌کننده‌ای در میزان نوفه دوردست ناشی از جریان عبوری از روی بال دارد. در واقع می‌توان به جای اندازه‌گیری میدان صدای ناشی از جریان در دوردست که نیازمند تجهیزات مدرن صوتی به ویژه تونل‌های باد هواصوتی است به مطالعه رفتار منبع نوفه یعنی نوسانات فشار سطح در یک تونل باد آیرودینامیکی با نوفه نسبتاً پایین پرداخت [۸-۹]. متداول‌ترین راه اندازه‌گیری نوسانات فشار، اندازه‌گیری آن‌ها با استفاده از حسگرهایی است که به صورت همسطح با الگو نصب شده‌اند. با این وجود به منظور اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار روی سطح، ملزومات زیادی مانند ایزوله کردن نوسانات فشار سطح در اثر عبور جریان از روی الگو از نوسانات سایر منابع هم‌چون نوفه زمینه تونل باد و حتی ارتعاشات خارجی خود حسگر باید لحاظ گردند. در واقع در هنگام اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح یک الگو در تونل باد، آن‌چه یک حسگر اندازه‌گیری فشار ناپایا اندازه می‌گیرد، نوسانات فشار آیرودینامیکی سیال روی الگو به اضافه نوسانات فشار ایجادشده توسط خود تونل باد می‌باشد. با این وجود، در اغلب موارد به دلیل بالا بودن سطح نوسانات فشار آیرودینامیکی سیال روی سطح الگو نسبت به نوفه زمینه تونل باد، امکان اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح حتی در تونل‌های باد آیرودینامیکی نیز وجود دارد. هم‌چنین به‌واسطه پهن‌باند بودن بسامد نوسانات فشار سطح در لایه مرزی آشفته، در اغلب موارد نیاز به کالیبراسیون دقیق حسگر فشار در محدوده وسیعی از بسامد است.

ایلهان اوزتورک نوسانات فشار روی سطح یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی متوسط (۴۵ درجه) و در محدوده قبل از واماندگی در اعداد رینولدز کم‌تر از ۱۵۰۰۰۰ اندازه‌گیری کرده است [۱۰]. وی نشان داد در رژیم‌های قبل از واماندگی، بالاترین نوسانات فشار در نواحی نزدیک به هسته گردابه رخ می‌دهد. هم‌چنین نتایج طیف فشار سطح، هیچ قلّه قابل تشخیصی در تمامی موقعیت‌های طولی و عرضی را نشان نداد. قابل ذکر است با توجه به محدودیت حسگرهای مورد استفاده در مطالعه مذکور، نتایج طیف فشار سطح، محدود به بسامدهای خیلی پایین (کم‌تر از ۲۵۰ هرتز) بوده است. آندری بوزیکا و همکاران تأثیر زبری سطح لبه حمله روی ویژگی‌های آیرودینامیکی یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۵۳ درجه را مورد مطالعه قرار دادند [۱۱]. آن‌ها نشان دادند نوسانات فشار سطح، زمانی بیش‌ترین دامنه را خواهد داشت که انفجار گردابه لبه حمله رخ دهد. ضمناً افزودن زبری در اطراف لبه حمله منجر به جدایش زودهنگام و مقادیر ریشه میانگین مربعات[2] کم‌تر برای ضریب فشار سطح می‌شود. آن‌ها هم‌چنین بیان داشتند که تحلیل طیفی در نواحی از جریان که انفجار گردابه رخ می‌دهد، وجود دو محدوده بسامد غالب را در زوایای حمله متوسط نشان می‌دهد. با افزایش زاویه حمله، بسامدهای غالب کاهش می‌یابد و در زوایای حمله نزدیک واماندگی تنها یک قلّه طیفی مشاهده می‌شود. اندازه زبری تا حد زیادی بر شروع جدایش گردابه تأثیرگذار است ولی سبب کاهش ناپایداری جریان می‌شود [۱۱]. قابل ذکر است مطالعه مذکور در محدوده بسامدی کم‌تر از ۱۰۰۰ هرتز صورت گرفته است. فورمن و بریتسامتر نیز ساختار گردابه و جریان حول بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۶۵ درجه را به‌صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند [۱۲]. در این تحقیق اندازه‌گیری و بررسی فشار

[1] Vortex shedding

[2] Root mean square

ناپایای سطح در اعداد رینولدز ۲×۱۰^{۶} با نرخ داده‌برداری ۲۵۶ هرتز ارائه شده است. نتایج آن‌ها نشان دادند که بیشینه قلّه شدت نوسانات فشار در بخش $x/c_r=۰/۶$ و در محدوده گردابه اولیه در خارج از قلّه مکش و در نزدیکی خط اتصال گردابه ثانویه مشاهده می‌شود [۱۲]. تیلور و گورسول جریان گردابه ناپایا حول یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۵۰ درجه را به‌صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند [۱۳]. آن‌ها نشان دادند در محدوده پیش از واماندگی، بازچسب لایه برشی سهم بیش‌تری نسبت به پدیده انفجار گردابه در افزایش نوسانات جریان دارد. با افزایش زاویه حمله، بازچسب لایه برشی غیرممکن شده و نوسانات سرعت بسیار کمی در نزدیکی سطح بال رخ می‌دهد.

در نهایت مرور تحقیقات پیشین نشان می‌دهد مطالعات انجام‌گرفته روی نوسانات فشار سطح بال مثلثی، غالباً محدود به زوایای پس‌گرایی پایین و متوسط و اغلب در اعداد رینولدز پایین بوده است. هم‌چنین با توجه به محدودیت تجهیزات اندازه‌گیری فشار ناپایا، مطالعات انجام‌شده عمدتاً در بازه بسامدی کم‌تر از ۱۰۰۰ هرتز متمرکز بوده است.

بدین‌منظور در مطالعه حاضر، رفتار جریان حول بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی و اعداد رینولدز بالا در یک محدوده بسامدی وسیع مورد بررسی قرار دارد.

۲. مواد و روش‌ها

در تحقیق حاضر با استفاده از اندازه‌گیری و تجزیه‌وتحلیل نوسانات فشار سطح، تأثیر زاویه حمله و سرعت جریان آزاد روی فیزیک جریان و نوفه ناشی از گردابه‌های لبه حمله به‌صورت تجربی در چهار مقطع یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه در سرعت‌های زیرآوایی (مادون‌صوت)، مورد مطالعه قرار گرفته است. در این مطالعه از تونل باد، الگوی بال مثلثی، حسگر نوسانات فشار سطح و رایانه جهت دریافت، ثبت و پردازش اطلاعات استفاده شده است.

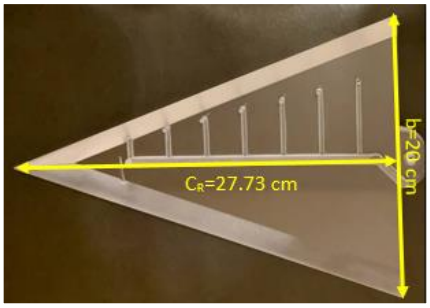
۲-۱. تونل باد

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد زیرآوایی مدار بسته دانشگاه هوایی شهید ستاری با مقطع آزمون باز دایره‌ای با قطر دهانه خروجی ۵۰ سانتی‌متر، قطر دهانه ورودی ۵۸ سانتی‌متر، طول مقطع آزمون ۸۰ سانتی‌متر و بیشینه سرعت ۵۰ متر بر ثانیه صورت گرفته است. نسبت انسداد تونل در تمامی آزمایش‌ها کم‌تر از ۷ درصد بوده و بنابراین خطای ناشی از انسداد تونل روی مقادیر اندازه‌گیری‌شده ناچیز است. در شکل ۵ نمایی از الگوی نصب‌شده در مقطع آزمون تونل باد ارائه شده است.

شکل ۵ نمایی از هندسه نصب‌شده در مقطع آزمون تونل باد زیرآوایی.

۲-۲. الگوی بال مثلثی

در آزمایش حاضر از یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه، طول وتر مرکزی ۲۷/۷۳ سانتی‌متر، دهانه بال ۲۰ سانتی‌متر در لبه فرار، ضخامت ۱/۳ سانتی‌متر و با لبه حمله تیز با زاویه اریب[1] ۴۵ درجه استفاده شده است (شکل ۶).



شکل ۶ هندسه مورد مطالعه به همراه سوراخ و شیارهای ایجادشده جهت نصب حسگر نوسانات فشار.

[1] Bevel angle

۲-۳. حسگر نوسانات فشار سطح

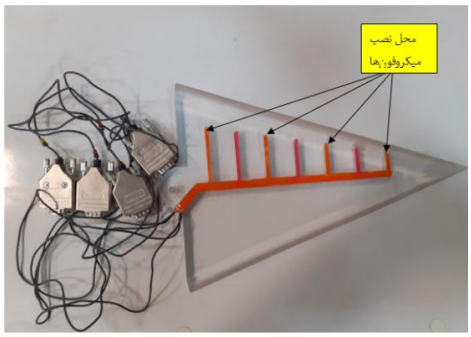
در مطالعه حاضر به منظور اندازه‌گیری نوسانات فشار سطح از میکروفون‌های اِف‌جی- ۲۳۳۲۹- پی۰۷[1] با پاسخ بسامدی خطی در محدوده بسامدی حدود ۵۰ هرتز تا ۱۵ کیلوهرتز استفاده شده است. میکروفون‌های مذکور دارای قطر و ارتفاع ۲/۵ میلی‌متر بوده و قطر ناحیه حسگر آن برابر با ۰/۸ میلی‌متر می‌باشد. محدوده دینامیکی میکروفون‌های اِف‌جی برابر با ۲۷-۱۲۴ (دسی‌بل) بوده و ضریب حساسیتی در حدود ۲۲/۴ میلی‌ولت بر پاسکال دارند. کارایی عالی میکروفون‌های انتخاب‌شده برای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح در مطالعات انجام‌شده قبلی به اثبات رسیده است [۱۴-۱۵]. لازم به ذکر است که ایجاد سازوکار اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار سطح با استفاده از چنین میکروفون‌های کوچکی که شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، طراحی و ساخت کالیبراتور میکروفون‌ها، حذف نوفه‌های الکترونیکی، تطابق دادن میکروفون‌ها با سامانه تحلیل و پردازش علامت موجود، نوشتن کدهای کالیبراسیون و داده‌برداری و تجزیه‌وتحلیل داده‌هاست، در طی این مطالعه و با همکاری دانشگاه بریستول انگلیس انجام گرفته است.

۲-۴. روش انجام آزمایش و تحلیل داده‌ها

در آزمایش حاضر چهار عدد حسگر فشار در فواصل ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ درصد طول وتر مرکزی نسبت به رأس بال و در ۶۰ درصد دهانه بال محلی مطابق شکل ۷ نصب شده‌اند. در ادامه، الگو در تونل باد قرار داده شده و آزمایش در سرعت‌های ۱۰، ۱۵ و ۲۰ متر بر ثانیه و در زوایای حمله صفر تا ۳۰ درجه با فواصل ۵ درجه انجام شده است. ضمناً بیشینه میزان اغتشاش تونل در آزمایش‌های انجام‌شده برابر با ۰/۳ درصد می‌باشد.

قبل از انجام آزمایش‌ها باید ضریب حساسیت میکروفون‌های استفاده‌شده، به‌وسیله فرآیند کالیبراسیون اندازه‌گیری شود. در حالت آرمانی بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اتاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از موج صوتی صفحه‌ای ایجاد شده در لوله برای این منظور استفاده شده است [۱۶-۱۷].

[1] FG-23329-P07



شکل ۷ آرایش نصب حسگرهای نوسانات فشار روی بال مثلثی.

در این مطالعه برای ایجاد نوفه سفید صفحه‌ای در محدوده‌ی کم‌تر از ۲۰ کیلوهرتز از یک لوله با طول ۱۱۰ و قطر ۱۰ میلی‌متر و هم‌چنین یک بلندگوی کیفیت بالا به عنوان کالیبراتور میکروفون استفاده شده است. با توجه به نظریه صوتی [۱۸]، انتشار امواج صوتی در داخل لوله‌ها تنها به ازای $K\times R \leq ۱/۸۴$ به‌صورت موج صفحه‌ای خواهد بود، که R شعاع لوله و $K = \omega / c$ عدد موج صوتی هستند. بنابراین باتوجه به ابعاد لوله، کالیبراسیون انجام‌گرفته تا بسامد حدود ۲۰ کیلوهرتز معتبر است. شایان ذکر است استفاده از امواج صوتی فقط در مرحله کالیبراسیون میکروفون و تعیین دقیق ضریب حساسیت میکروفون انجام می‌گیرد.

به‌منظور کالیبراسیون میکروفون اِف‌جی از یک میکروفون کندانسوری بسیار دقیق یک دوم اینچ الگوی بی‌آندکِی ۴۱۸۹[2] به عنوان میکروفون منبع استفاده شده است. میکروفون اِف‌جی با استفاده از یک منبع تغذیه ۱۶ کاناله (ساخت دانشگاه شهید ستاری) راه‌اندازی شده و داده‌برداری با استفاده از یک سامانه پردازش علامت ۱۶ کاناله اِن‌آی یواِس‌بی- ۶۲۱۰[3] دارای دقت ۱۶ بیتی انجام گرفته است. بسامد داده‌برداری برابر با ۱۶ کیلوهرتز بوده و در مجموع تعداد ۳۲۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانیه ذخیره شده است. تجزیه‌وتحلیل طیفی داده‌ها با استفاده از تابع چگالی طیف توان[4] پی‌دابلیوایِال‌سی‌اِچ[5] در نرم‌افزار متلب، با تابع پنجره همینگ[6]، ۵۰ درصد هم‌پوشانی و فشار منبع ۲×۱۰^{-۵} پاسکال انجام گرفته است.

[2] B&K 4189
[3] NI USB-6210
[4] Power spectral density
[5] Pwelch
[6] Hamming window

قبل از بیان نتایج لازم است نحوه تحلیل داده‌ها و نحوه محاسبه چگالی طیف فشار سطح بیان گردد. با توجه به روابط بندات و پیرسول [۱۹]، چگالی طیفی-خودکار[1] برای نوسانات فشار یک میکروفون (p(t)) به‌صورت زیر تعریف می‌گردد.

$$\Phi_{pp}(f) = 2\lim_{T\to\infty}\frac{1}{T}E\left[P^{*}(f.T)\ P(f.T)\right] \qquad (1)$$

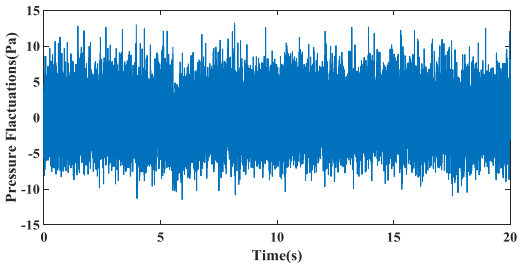
که E امید ریاضی[2] یک متغیر تصادفی گسسته است. هم‌چنین P(f.T) تبدیل فوریه p(t) بوده و با توجه به رابطه (۲) قابل محاسبه است. به‌علاوه $P^{*}(f.T)$ مزدوج مختلط p(f.T) می‌باشد.

$$P(f.T) = \int_{0}^{T} p(t).e^{-jft}dt \qquad (2)$$

در نهایت، نتایج یک اندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با عدم‌قطعیت شبه‌سنج‌های اندازه‌گیری‌شده ارائه گردد. عدم‌قطعیت چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار میکروفون‌ها عمدتاً ناشی از عدم‌قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بندات و پیرسول [۱۹] به‌صورت $\varepsilon = 1/\sqrt{N_r}$ محاسبه می‌گردد. که N_r برابر با تعداد ثبت داده‌ها است. در مطالعه حاضر جهت کاهش عدم‌قطعیت همگرایی آماری، کل زمان داده‌برداری به ۳۲۰ پنجره[3] مجزا تقسیم‌شده (N_r=۳۲۰) که با توجه به تعداد کل داده‌ها (۳۲۰ هزار داده)، هر پنجره دارای ۱۰۰۰ داده است. طیف فشار سطح با میانگین‌گیری از طیف فشار حاصل از تمامی پنجره‌ها به‌دست آمده است. بنابراین با توجه به رابطه ذکر شده، عدم‌قطعیت همگرایی آماری چگالی طیفی خودکار نوسانات فشار برابر با ۵/۵ درصد است.

۳. نتایج

در این بخش نتایج حاصل از داده‌برداری ارائه و مورد تجزیه‌وتحلیل قرار گرفته‌اند. علامت نوسانات فشار اندازه‌گیری‌شده توسط میکروفون (واقع در موقعیت x/c_r=۰/۵) نسبت به زمان در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه و در زاویه حمله ۱۵ درجه در شکل ۸ ارائه شده است. همان‌گونه که در شکل قابل مشاهده است، نمودار نوسانات فشار در حوزه زمان نمی‌تواند اطلاعات جامع و مفیدی در رابطه با فیزیک جریان ارائه دهد و بنابراین در ادامه این مطالعه، به جای بررسی نوسانات فشار در حوزه زمان، نتایج طیف فشار سطح در حوزه بسامد مورد بررسی قرار گرفته است.



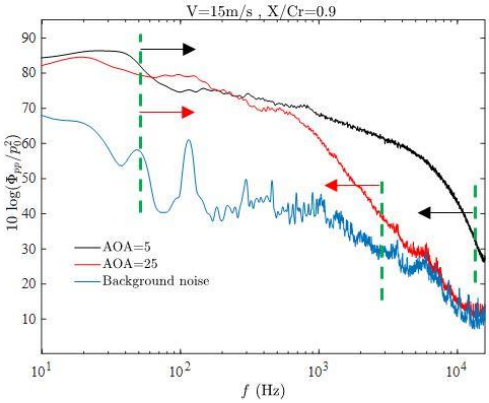
شکل ۸ نوسانات فشار اندازه‌گیری‌شده توسط میکروفون در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه در x/c_r=۰/۵.

از طرف دیگر قبل از ارائه نتایج طیف فشار سطح می‌بایست به بررسی نسبت علامت به نوفه[4] و محدوده بسامدی قابل اعتماد پرداخت. آن‌چه یک حسگر اندازه‌گیری فشار ناپایا اندازه می‌گیرد عبارت است از مجموع نوسانات فشار روی سطح الگو (ناشی از عبور جریان) و نوفه زمینه تونل باد (نوسانات فشار جریان تونل باد بدون حضور الگو). از سوی دیگر، با توجه به تعریف مقیاس دسی‌بل، چنان‌چه دو منبع ایجاد نوسانات فشار وجود داشته باشد (برای مثال نوسانات فشار ناشی از خود تونل باد و نوسانات فشار آیرودینامیکی سیال)، اگر اندازه نوسانات فشار یک منبع بیش از ۱۰ دسی‌بل بزرگ‌تر از منبع دیگر باشد، حضور منبع کوچک‌تر تأثیر بسیار ناچیزی روی نوسانات فشار اندازه‌گیری‌شده داشته و می‌توان گفت آن‌چه حسگر فشار ثبت می‌کند برابر با مقدار نوسانات فشار منبع بزرگ‌تر است. بنابراین تنها به نتایج محدوده بسامدی می‌توان اعتماد نمود که طیف فشار سطح، کمینه ۱۰ دسی‌بل بیش‌تر از نوفه زمینه تونل باد باشد.

برای نمونه در شکل ۹ طیف فشار سطح در موقعیت x/c_r=۰/۹ در دو زاویه ۵ و ۲۵ درجه به همراه نوفه زمینه تونل باد در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه نشان داده شده است.

[1] Auto-spectral density
[2] Expected value
[3] Window
[4] Signal to noise ratio

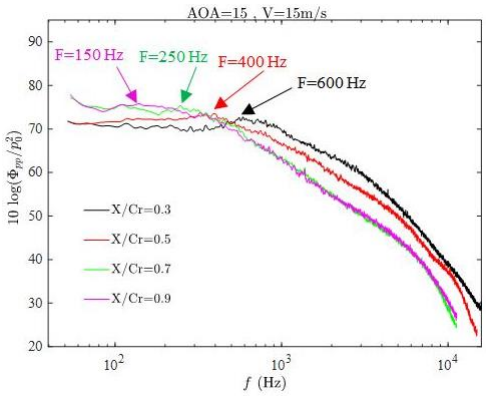
نوفه زمینه تونل باد با استفاده از میکروفون قرار داده شده در بالای مقطع آزمون تونل باد در فاصله عمودی ۳۰ سانتی‌متری از مرکز سطح مقطع آزمون (خارج از جت خروجی) در هنگامی که الگو در تونل باد نصب نیست، اندازه‌گیری شده است. با توجه به شکل در زاویه ۵ درجه در تمامی محدوده بسامدی ارائه‌شده طیف فشار سطح کمینه ۱۰ دسی‌بل بیش‌تر از نوفه زمینه تونل باد بوده و بنابراین برای زاویه حمله مذکور نتایج در بازه بسامدی ۱۰ هرتز تا ۱۶ کیلوهرتز قابل اعتماد است.



شکل ۹ طیف فشار سطح الگو در x/c_r=۰٫۹ به همراه نوفه زمینه تونل باد.

با این وجود باتوجه به استفاده از میکروفون اِفجی در مطالعه حاضر و خطی بودن پاسخ بسامدی این میکروفون در بازه بسامدی ۵۰ هرتز تا ۱۵ کیلوهرتز، نتایج تنها در این بازه معتبر است. از طرف دیگر، برای زاویه حمله ۲۵ درجه از بسامدهای حدود ۳ کیلوهرتز، اختلاف طیف فشار سطح با نوفه زمینه تونل کم‌تر از ۱۰ دسی‌بل بوده، لذا نتایج طیف فشار سطح برای این زاویه، در محدوده بسامدی ۵۰ هرتز تا ۳ کیلوهرتز معتبر است. شایان ذکر است که برای تمامی موارد، معیار ۱۰ دسی‌بل جهت تعیین بازه بسامدی قابل اعتماد مدنظر قرار گرفته و به جهت رعایت اختصار یک مورد در شکل ۹ نشان داده شده است.

در شکل ۱۰ چگالی طیف فشار سطح در موقعیت‌های طولی مختلف در زاویه حمله ۱۵ درجه و در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر ثانیه معادل عدد رینولدز $۲٫۳۶\times۱۰^{۵}$ بر پایه وتر مرکزی مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به شکل، با افزایش بسامد، چگالی طیف فشار سطح کاهش می‌یابد. هم‌چنین با حرکت در راستای وتر (یعنی دور شدن از رأس بال و نزدیک شدن به لبه فرار) اندازه نوسانات فشار سطح در بسامدهای بالا، کاهش یافته ولی در بسامدهای پایین تقریباً رفتاری معکوس وجود دارد. این رفتار بیانگر انتقال انرژی از بسامدهای بالا به بسامدهای کم‌تر بوده و می‌تواند ناشی از بزرگ‌ترشدن گردابه‌ها و یا ساختارهای جریان داخل لایه مرزی باشد.

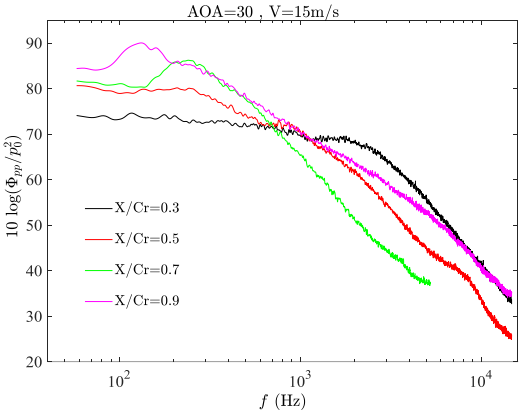


شکل ۱۰ نمودار چگالی طیف فشار سطح در سرعت ۱۵ متر برثانیه و زاویه حمله ۱۵ درجه.

با توجه به زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه برای بال موردنظر و زاویه حمله ۱۵ درجه و براساس شکل ۲ پیش‌بینی می‌شود گردابه لبه حمله کاملاً توسعه‌یافته روی بال شکل گرفته باشد. باتوجه به نمودار، قلّه چگالی طیف فشار سطح در x/c_r=۰٫۳ در بسامد حدود ۶۰۰ هرتز رخ داده و با حرکت به سمت لبه‌فرار بال، در بسامدهای پایین‌تر اتفاق می‌افتد. به‌طوری‌که قلّه چگالی طیف فشار سطح در x/c_r=۰٫۵ در بسامد ۴۰۰ هرتز، در x/c_r=۰٫۷ در بسامد ۲۵۰ هرتز و در موقعیت x/c_r=۰٫۹ در بسامد ۱۵۰ هرتز رخ داده است.

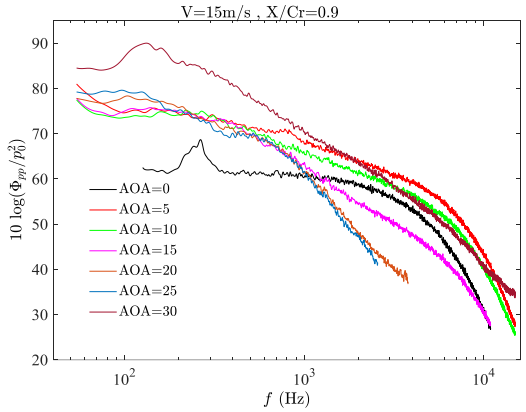
نتایج نمودار شکل۱۰ تطابق و هم‌سویی خوبی با نتایج حاصل از تحقیق انجام‌شده در منبع [۵] روی یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی ۶۵ درجه در عدد رینولدز ۵×۱۰^{۵} بر پایه وتر میانگین دارد. در ادامه به منظور مطالعه رفتار جریان در زوایای حمله نزدیک به واماندگی، نوسانات فشار سطح در موقعیت‌های طولی مختلف در زاویه حمله ۳۰ درجه و در سرعت جریان آزاد ۱۵ متر بر

ثانیه اندازه‌گیری شده و نتایج چگالی طیف فشار سطح در شکل ۱۱ نشان داده شده است. نتایج نشان می‌دهند برای موقعیت‌های x/c_r=۰٫۳ الی x/c_r=۰٫۷ رفتار کلی جریان مشابه زاویه حمله ۱۵ درجه است. با این وجود برای موقعیت x/c_r=۰٫۹، اندازه نوسانات فشار سطح در بسامدهای بالا نسبت به موقعیت‌های بالادست (x/c_r=۰٫۵ و x/c_r=۰٫۷) افزایش یافته است. این پدیده بیانگر وقوع انفجار گردابه‌ها در موقعیت x/c_r=۰٫۹ بوده که تطابق خوبی با نتایج مطالعه انجام‌شده توسط کگلمن و روس [۲۰] در خصوص موقعیت انفجار گردابه‌ها برای یک بال مثلثی با لبه حمله تیز و زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه دارد.



شکل ۱۱ نمودار چگالی طیف فشار سطح در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه و زاویه حمله ۳۰ درجه.

شکل ۱۲ چگالی طیف فشار اندازه‌گیری‌شده در موقعیت x/c_r=۰٫۹ در زوایای حمله مختلف را نمایش می‌دهد. با توجه به شکل، در زاویه حمله صفر درجه، نرخ کاهش طیف فشار سطح در بسامدهای میانی متناسب با $f^{-0.9}$ و در بسامدهای بالا متناسب با f^{-5} بوده که هم‌خوانی روند تغییرات طیف فشار سطح با الگوی نیمه‌تجربی گودی [۲۱] بیانگر عدم‌تشکیل گردابه لبه حمله و وجود یک جریان با گرادیان فشار صفر روی بال مثلثی در زاویه حمله صفر درجه است. هم‌چنین با توجه به شکل، یک قلّه پهن‌باند واضح در بسامد ۲۶۵ هرتز متناظر با بسامد بدون بعد $St=f\times h/U_\infty$=۰٫۲۳ رخ داده است (h ضخامت بال مثلثی مورد مطالعه). بسامد بدون بعد قلّه مذکور هم‌خوانی مناسبی با نتایج منبع [۲۲] داشته و می‌تواند نشان‌دهنده نوفه ریزش گردابه لبه فرار پخ[1] باشد. این نوع نوفه ناشی از وجود ضخامت در لبه فرار بال و ریزش تناوبی گردابه‌ها است.



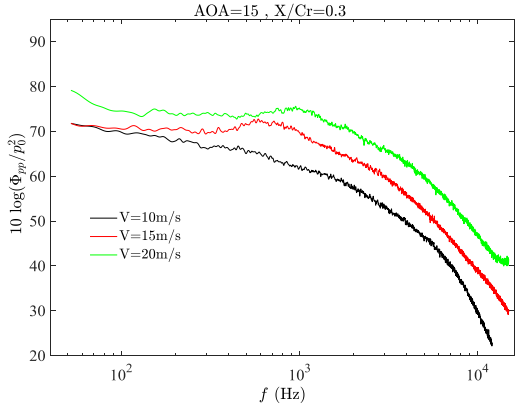
شکل ۱۲ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح برای زاویه حمله‌های مختلف در سرعت ۱۵ متر بر ثانیه در موقعیت x/c_r=۰٫۹.

هم‌چنین با تغییر زاویه حمله از صفر به ۵ درجه افزایش نسبتاً محسوسی در نمودار طیف فشار سطح مشاهده می‌شود. دلیل این پدیده را می‌توان ناشی از جدایش جریان و تشکیل گردابه‌های لبه حمله در بخش انتهایی بال در زاویه حمله ۵ درجه تفسیر نمود. با افزایش زاویه حمله تا زاویه ۲۵ درجه، مقادیر طیف فشار سطح در بسامدهای بالا کاهش یافته و در بسامدهای پایین افزایش می‌یابد. براساس مطالعات پیشین، با افزایش زاویه حمله به تدریج گردابه در راستای دهانه بال بزرگ‌تر شده و سطح وسیع‌تری از بال را در بر می‌گیرد. لذا منطقی به نظر می‌رسد با بزرگ‌تر شدن ابعاد گردابه، اندازه چگالی طیف فشار در بسامدهای بالا کاهش و در بسامدهای پایین افزایش یابد. به عبارت دیگر با افزایش زاویه حمله و بزرگ‌تر شدن گردابه‌ها و حتی ساختارهای جریان داخل لایه مرزی، انرژی از بسامدهای بالا (متعلق به ساختارهای ریز) به بسامدهای کم‌تر (متعلق به ساختارهای بزرگ‌تر جریان) منتقل شده است. از طرفی با توجه به نمودار در زوایای حمله ۲۰ و ۲۵ درجه، اختلاف کم‌تری در دو منحنی مشاهده می‌شود. زیرا رشد گردابه لبه حمله بواسطه اثرات گردابه طرف مقابل، به تدریج متوقف شده و

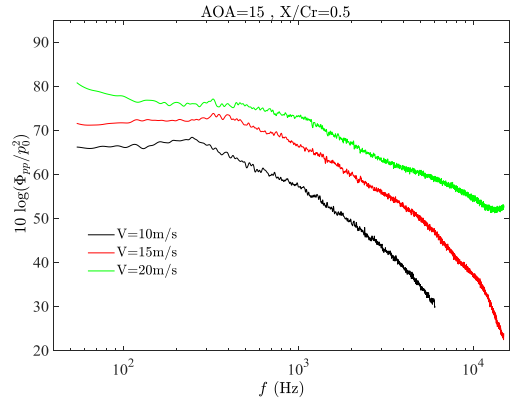
[1] Blunt trailing edge

در واقع جریان وارد محدوده اِسپن وایز-فیکسد ورتکس[1] می‌شود. با ادامه افزایش زاویه حمله، یک رفتار متفاوت در منحنی مربوط به زاویه حمله ۳۰ درجه وجود دارد به‌طوری‌که طیف فشار سطح یک افزایش سطح ناگهانی نسبت به زوایای قبلی را تجربه می‌کند. دلیل این امر همان‌طور که قبلاً بیان شد، رخ دادن پدیده انفجار گردابه در موقعیت x/c_r=۰/۹ در زاویه حمله ۳۰ درجه است.

شکل‌های ۱۳ الی ۱۶ تأثیر تغییرات سرعت در زاویه حمله ۱۵ درجه را روی چگالی طیف فشار سطح به ترتیب در موقعیت‌های ۳۰، ۵۰، ۷۰ و ۹۰ درصد وتر مرکزی نشان می‌دهند.

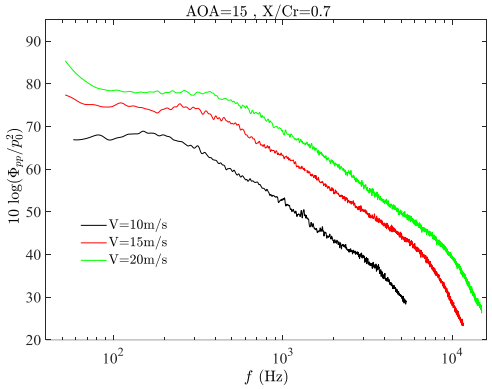


شکل ۱۳ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح برای سرعت‌های مختلف در x/c_r=۰/۳.

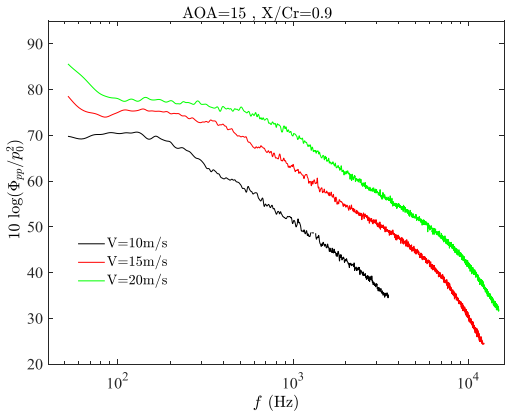


شکل ۱۴ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح برای سرعت‌های مختلف در x/c_r=۰/۵.

این نمودارها بیانگر رفتاری مشابه هستند. به این صورت که افزایش سرعت در هر موقعیت اندازه‌گیری، منجر به افزایش طیف فشار سطح و انتقال قلّه نمودار به بسامدهای بالاتر شده است. چنین تغییراتی می‌تواند ناشی از افزایش قدرت گردابه‌ها به‌واسطه افزایش سرعت جریان آزاد باشد. ضمناً مشاهده می‌گردد که در سرعت‌های کم به دلیل پایین بودن نسبت علامت به نوفه، محدوده بسامدی قابل ارائه به بسامدهای بسیار کم‌تر محدود می‌شود. لذا بهتر است برای مطالعه جریان روی هندسه مورد نظر در تونل باد موجود، از سرعت‌های بالاتر استفاده شود.



شکل ۱۵ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح برای سرعت‌های مختلف در x/c_r=۰/۷.



شکل ۱۶ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح برای سرعت‌های مختلف در x/c_r=۰/۹.

۴. بحث

امروزه بال مثلثی علاوه بر پرنده‌های اَبَرآوایی (مافوق صوت) نظیر جنگنده‌ها، در پهپادهای زیرآوایی (مادون صوت) نیز به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. لذا شناخت منابع تولید نوفه به واسطه توسعه روز افزون سامانه‌های تشخیص صوتی و رهگیری صوتی و انهدام

[1] Span wise-fixed vortex

پهپادها توسط این سامانه‌ها امری ضروری می‌باشد. از سوی دیگر نوسانات فشار سطح نقش تعیین‌کننده‌ای در میزان نوفه دوردست ناشی از جریان عبوری از روی بال دارد. در مطالعه حاضر، به‌منظور مطالعه رفتار نوسانات فشار سطح به عنوان منبع تولید نوفه روی بال مثلثی، یک بال با زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه مجهز به حسگرهای اندازه‌گیری فشار ناپایای سطح، طراحی و ساخته شده است. سپس اثرات تغییر زاویه حمله و سرعت جریان آزاد روی چگالی طیف فشار سطح در موقعیت‌های مختلف طولی به‌صورت تجربی در تونل باد زیرآوایی مورد بررسی قرار گرفته است. قابل ذکر است کارایی حسگرهای مورد استفاده در این مقاله، در منابع [۱۴-۱۵] تأیید شده است. نتایج حاصل از این پژوهش، با سایر مطالعات انجام‌شده در گذشته مورد مقایسه قرار گرفته است. با توجه به نتایج، قلّه چگالی طیف فشار سطح با حرکت از رأس به سمت لبه‌فرار بال (در راستای جریان)، در بسامدهای پایین‌تر اتفاق می‌افتد. این نتیجه مطابقت خوبی با نتایج ارائه‌شده در منبع [۵] دارد. هم‌چنین پیش‌بینی محل وقوع انفجار گردابه‌ها با نتایج مطالعه انجام‌شده توسط کگلمن و روس برای یک بال مثلثی با لبه حمله تیز و زاویه پس‌گرایی ۷۰ درجه، مورد مقایسه قرار گرفته و هم‌سویی مناسبی بین نتایج مشاهده شده است [۲۰]. بسامد بدون بعد متناظر با قلّه پهن‌باند مشاهده‌شده در شکل ۱۲ برای زاویه حمله صفر درجه نیز هم‌خوانی مطلوبی با نتایج منبع [۲۲] داشته و می‌تواند نشان‌دهنده نوفه ریزش گردابه لبه فرار پخ باشد.

۵. نتیجه‌گیری

در پژوهش حاضر به منظور مطالعه فیزیک جریان حول یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرایی بالا، از طریق انجام آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد زیرآوایی، تأثیر برخی شبه‌سنج‌ها نظیر زاویه حمله و سرعت جریان آزاد در موقعیت‌های طولی مختلف، روی نوسانات فشار سطح به عنوان منبع تولید نوفه بال مثلثی، مورد بررسی قرار گرفته و نتایج حاصل به‌صورت زیر جمع‌بندی و ارائه می‌گردد.

الف) در زاویه حمله ۱۵ درجه، قلّه طیف فشار سطح در بسامدهای پایین رخ داده و با افزایش بسامد، اندازه چگالی طیف فشار سطح، کاهش می‌یابد.

ب) در زاویه حمله ۱۵ درجه با حرکت در راستای وتر (یعنی دورشدن از رأس بال و نزدیک‌شدن به لبه فرار) اندازه چگالی طیف فشار سطح در بسامدهای بالا، کاهش یافته ولی در بسامدهای پایین تقریباً رفتاری معکوس وجود دارد. بعلاوه قلّه طیف فشار سطح به بسامدهای پایین‌تر منتقل می‌گردد.

ج) در زاویه حمله ۳۰ درجه، افزایش قابل توجهی در اندازه نوسانات فشار سطح در بسامدهای بالا در موقعیت x/c_r=۰/۹ نسبت به موقعیت‌های بالادست (x/c_r=۰/۵ و x/c_r=۰/۷) مشاهده شده که بیانگر وقوع انفجار گردابه‌ها در موقعیت مذکور است.

د) با افزایش زاویه حمله از صفر به ۵ درجه، افزایش چشم‌گیری در اندازه چگالی طیف فشار سطح مشاهده شد که این افزایش به‌دلیل آغاز تشکیل گردابه‌های لبه حمله در بخش انتهایی بال می‌باشد.

ه) با افزایش سرعت جریان آزاد، اندازه چگالی طیف فشار سطح در تمامی موقعیت‌های طولی افزایش می‌یابد. ضمناً در سرعت‌های کم به دلیل پایین‌بودن نسبت علامت به نوفه، محدوده بسامدی قابل ارائه به بسامدهای بسیار کم‌تر محدود می‌شود. لذا بهتر است برای مطالعه جریان روی هندسه مورد نظر در تونل باد موجود، از سرعت‌های بالاتر استفاده شود.

تقدیر و تشکر

از حمایت‌های دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری جهت انجام آزمایش‌های تجربی و هم‌چنین دکتر مهدی آذرپیوند استاد و پژوهشگر دانشگاه بریستول انگلیس جهت ارائه مشاوره در تهیه و آماده‌سازی برخی تجهیزات آزمایشگاهی کمال تشکر و قدردانی به‌عمل می‌آید.

تضاد منافع

شایان ذکر است که هیچ‌گونه تضاد منافعی در این مقاله وجود ندارد.

فهرست منابع

[1] N.M. Zain, M. Shabudin, K. Amri Kasim, M. Shuhaimi, N. Md, O.D. Norazila, "Wind

tunnel experiments on a generic sharp-edge delta wing UAV Model," Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Science, vol. 40, pp. 18-26. 2017.

[2] A. Hövelmann, "Analysis and control of partly-developed leading-edge vortices," Technische Universität München, vol. 2, pp. 20-28, 2016.

[3] A. Stanbrook, L. Squiref, "Possible types of flow at swept leading edges," Aeronautical Quarterly, vol. 15, no. 1, pp. 72-82, 1964.

[4] I.B. Hamizi, S.A. Khan, "Aerodynamics investigation of delta wing at low Reynold's number," CFD Letters, vol. 11, no. 2, pp. 32-41, 2019.

[5] A. Kölzsch, "Active flow control of delta wing leading-edge vortices," Technische Universität München vol. 2, pp. 15-20, 2017.

[6] C. Breitsamter, "Unsteady flow phenomena associated with leading-edge vortices," Progress in Aerospace Sciences, vol. 44, no. 1, pp. 48-65, 2008.

[7] A. Menshchikov, A. Somov, "Morphing wing with compliant aileron and slat for unmanned aerial vehicles," Physics of Fluids, vol. 31, no. 3, pp. 037105, 2019.

[8] A. Garcia-Sagrado, T. Hynes, "Wall pressure sources near an airfoil trailing edge under turbulent boundary layers," Journal of Fluids and Structures, vol. 30, pp. 3-34, 2012.

[9] A. Herrig, M. Kamruzzaman, W. Wurz, S.Wanger, "Broadband airfoil trailing-edge noise prediction from measured surface pressures and spanwise length scales," International Journal of Aeroacoustics, vol. 12, no. 1-2, pp. 53-82, 2013.

[10] İ. Öztürk, "Experimental analysis of flow structure on moderate sweep delta wing," Middle East Technical University, vol. 4, pp. 61-65, 2014.

[11] A. Buzica, L. Debschutz, "Leading-edge roughness affecting diamond-wing aerodynamic characteristics," Aerospace, vol. 5, no. 3, pp. 98, 2018.

[12] A. Furman, C. Breitsamter, "Experimental investigations on the VFE-2 configuration at TU Munich, Germany," NATO STO, Summary Report of Task Group AVT-113, vol. 21, pp. 1-51, 2009.

[13] G. Taylor, I. Gursul, "Buffeting flows over a low-sweep delta wing," AIAA Journal, vol. 42, no. 9, pp. 1737-1745, 2004.

[14] A. Afshari, M. Azarpeyvand, A.A. Dehghan, M. Szoke, R. Maryami, "Trailing-edge flow manipulation using streamwise finlets," Journal of Fluid Mechanics, vol. 870, pp. 617-650, 2019.

[15] F. Gstrein, B. Zang, M. Azarpeyvand, "Trailing-edge noise reduction through finlet-induced turbulence," Journal of Fluid Mechanics, vol. 959, pp. A24, 2023.

[16] É. Salze, C. Bailly, O. Marsden, E. Jondeau, D. Juve, "An experimental characterisation of wall pressure wavevector-frequency spectra in the presence of pressure gradients," in 20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, pp. 2909, 2014.

[17] Q. Leclère, A. Pereira, A. Finez, P. Souchotte, "Indirect calibration of a large microphone array for in-duct acoustic measurements," Journal of Sound and Vibration, vol. 376, pp. 48-59, 2016.

[18] F.J. Fahy, P. Gardonio, "Sound and Structural Vibration: Radiation, Transmission and Response," Elsevier, 2007.

[19] J.S. Bendat, A.G. Piersol, "Random Data: Analysis and Measurement Procedures," John Wiley & Sons, 2011.

[20] J. Kegelman, F. Roos, "Effects of leading-edge shape and vortex burst on the flowfield of a70-degree-sweep delta-wing," in 27th Aerospace Sciences Meeting, 1989.

[21] M. Goody, "Empirical spectral model of surface pressure fluctuations," AIAA Journal, vol. 42, no. 9, pp. 1788-1794, 2004.

[22] S.A.S. Ali, , M. Azarpeyvand, C.R.I. da Silva, "Trailing-edge flow and noise control using porous treatments," Journal of Fluid Mechanics, vol. 850, pp. 83-119, 2018.