

بررسی اثرات فرکانس تقلیل یافته روی گردابه‌ها و نیروهای آیرودینامیکی وارد بر بالهای مثلثی

محمد رضا سلطانی

دانشیار دانشکده هوافضا - دانشگاه صنعتی شریف

علیرضا رجبی

کارشناس ارشد شرکت صنایع هواپیمایی ایران (هسا)

علیرضا داوری

هیات علمی دانشگاه آزاد اسلامی - واحد علوم و تحقیقات

(تاریخ دریافت ۸۱/۷/۲۱، تاریخ دریافت روایت اصلاح شده ۸۲/۱۰/۵، تاریخ تصویب ۸۲/۱۲/۴)

چکیده

ساختار گردابه‌های بوجود آمده روی بالهای مثلثی شکل در زوایای حمله مختلف مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. این بررسی شامل تحلیل گردابه‌ها قبل و بعد از انفجار^۱ (Burst) بکمک روابط تجربی و تئوری بوده است. همچنین ضرایب نیروی عمودی و پسا و نیز موقعیت نقطه انفجار در حالت‌های دائم و غیردائم (استاتیک و دینامیک) با داشتن اطلاعات تئوری و تجربی برای بال‌هایی با زاویه پسگرای ۶۰ تا ۷۵ درجه محاسبه گردیده‌اند. نتایج حاصله نشان می‌دهد که افزایش فرکانس تقلیل یافته، کاهش زاویه پسگرا و افزایش دامنه ارتعاش باعث افزایش نیروهای عمودی و پسا در حالت دینامیک می‌گردند. نیروهای دینامیکی در هنگام افزایش زاویه حمله بمراتب بیشتر از نیروهای استاتیکی در همان زاویه حمله می‌باشند ولی در هنگام کاهش زاویه حمله، این روند برعکس می‌شود. این پدیده باعث بوجود آمدن حلقه هیستریسیز^۲ می‌گردد.

واژه‌های کلیدی: گردابه، انفجار، زاویه پسگرا، حلقه هیستریسیز

مقدمه

این بالها می‌باشد که کاملاً با بالهای معمولی متفاوت است. برای بالهایی با زاویه پسگرای ۴۰ درجه یا کمتر، جریان روی سطح بالایی بال حدوداً در زاویه حمله ۲۰ درجه، جدا شده و باعث کاهش نیروی برآ و افزایش نیروی پسا می‌گردد که در نتیجه، کارایی هواپیما دچار افت شدیدی می‌شود. بنابراین رفتار هواپیماهایی که مجهز به اینگونه بالها هستند در زوایای حمله متوسط تا بالا کاملاً نامطلوب بوده و این بالها برای انجام مأموریت‌هایی که نیاز به مانورهای متعدد نیست، مناسبتر می‌باشند.

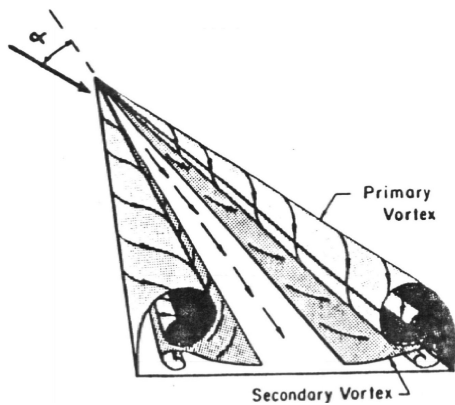
در مورد بالهای مثلثی شکل با لبه حمله تیز و در زاویه حمله صفر، جریان روی هر دو سطح بالایی و پایینی بال کاملاً چسبیده می‌باشد و در صورتی که مقطع بال نامتقارن باشد، نیروی برآی تولید شده ناچیز می‌باشد. با افزایش زاویه حمله، لبه تیز بال، مانع دور زدن جریان از سطح زیر به سطح بالایی می‌گردد و بنابراین جریان در لبه حمله جدا شده و تشکیل یک لایه تنشی می‌دهد. گرادیان فشار

بسیاری از هواپیماهای شکاری به منظور افزایش کارایی، مجهز به بالهایی با ضریب منطری پایین و زاویه پسگرای بالا می‌باشند. همچنین بدلیل مأموریت‌های متعدد و گوناگون، تغییرات زاویه حمله این هواپیماها زیاد بوده و در مأموریت‌هایی مانند فرار سریع از میدان نبرد و پرواز در زوایای حمله بالا و سرعت‌های کم، این هواپیماها باید تا زاویه حمله حدود ۹۰ درجه یا بالاتر مانور نموده ضمن اینکه پایداری خود را حفظ نمایند.

غالباً در بین بالها، بالهای مثلثی شکل برای نیل به هدفهای فوق، مناسبتر می‌باشند. از خصوصیات این بالها می‌توان به پسای کم در سرعت‌های مافوق صوت و همچنین پایداری جریان در زوایای حمله بالا اشاره نمود. این پایداری جریان سبب می‌شود که در زوایای حمله واماندگی و بالاتر^۳، نیروی برآی حاصله دچار افت شدید نگردد و نتیجتاً در قدرت مانور هواپیما کاهشی به وجود نیاید. علت اصلی این برتریها به خاطر ساختار جریان روی

در نزدیکی لبه فرار بال^۷، شکل گردابه‌های اصلی (اولیه) و ثانویه تقریباً از حالت مخروطی خارج شده و هردو با جریان اصلی هم‌جهت می‌گردند. در حالت کلی میتوان جریان روی بال‌های مثلثی را به سه ناحیه مطابق شکل (۱) تقسیم نمود:

- یک ناحیه در وسط با خطوط جریان چسبیده به بال در جهت جریان آزاد.
- یک ناحیه کم‌فشار بین خط جریان چسبیده و جریان جدا شده ثانویه که تحت تاثیر گردابه‌های اصلی بوجود می‌آید و خطوط جریان را بسمت خود و بطرف دهانه بال می‌کشاند.
- یک ناحیه بین خطوط جدایش ثانویه و لبه حمله که جریان در این قسمت تحت تاثیر گردابه ثانویه قرار گرفته‌است. جهت چرخش گردابه‌های ثانویه در خلاف جهت گردابه‌های اولیه می‌باشد.



شکل ۱: گردابه‌های لبه حمله روی یک بال مثلثی [۱].

گردابه‌های بال مثلثی، مانند بسته‌های حاوی انرژی هستند که با افزایش زاویه حمله سریعاً افزایش سطح پیدا می‌کنند. این افزایش انرژی باعث القای یک میدان سرعت روی سطح بالایی بال و بنابراین کاهش فشار می‌شود. در نتیجه، نیروی برای گردابه‌ای تولید می‌گردد که به طور غیرخطی با ازدیاد زاویه حمله افزایش می‌یابد. براساس بررسی‌ها [۴] نیروی برای حاصل از گردابه‌ها بیش از نصف کل نیروی برای بال میباشد و باعث افزایش تواناییها و قابلیت‌ها هنگام مانور، فرود و ... می‌گردد. تولید نیروی برای القایی توسط گردابه‌ها باعث افزایش قابلیت مانور هواپیما می‌گردد. بعنوان مثال در بسیاری از مانورها که نیاز به دور زدن سریع می‌باشد، هواپیما باید در جهت

موجود باعث حرکت لایه فوق به سمت بالا و تشکیل ساختار گردابه‌ای شکل می‌گردد که باعث اتلاف در مکش لبه حمله و نیز افزایش نیروی برآ می‌شود. [۵-۱].

تیز بودن لبه حمله و در نتیجه، دور زدن جریان از زیر به سطح بالایی بال باعث تشکیل گردابه در طرفین بال از نوک تا لبه فرار می‌گردد (شکل ۱). در پشت لبه فرار نیز گردابه‌ها در جهت پایین دست جریان ادامه می‌یابند. از اثرات اولیه گردابه‌های فوق می‌توان به غیرخطی بودن رابطه برآ و همچنین ممان پیچشی نسبت به زاویه حمله اشاره کرد. اندازه و قدرت این گردابه‌ها تابع زاویه حمله و زاویه پسگرایی بال می‌باشند. در زوایای حمله متوسط و بالا اندازه و قدرت این گردابه‌ها زیاد می‌گردد به نحوی که گردابه‌های مذکور، نقش غالب را در جریان ایفا می‌نمایند. علاوه بر زاویه حمله، بدلیل وابستگی شدید به زاویه پسگرا، گردابه‌های فوق می‌توانند در بالهایی با زاویه پسگرایی مناسب، در زوایای حمله بالا هم پایدار بمانند. در زوایای پسگرایی ۴۰ تا ۸۰ درجه، این گردابه‌ها در محدوده وسیعی از زوایای حمله، پایدارند.

از مهمترین ویژگی‌های آیرودینامیکی بالهای مثلثی با لبه تیز، تشکیل گردابه روی سطح کم‌فشار آنها است که از نوک بال آغاز می‌گردد. مطابق شکل (۱) لایه مرزی در زوایای حمله پایین از لبه تیز این بالها جدا شده و باعث تشکیل خطوط جدایش اولیه و در نهایت گردابه اولیه^۴ می‌گردد. از آنجا که محل این جدایش تقریباً ثابت است، نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی رفتاری مستقل از عدد رینولدز از خود نشان میدهند. در قسمت بالایی بال (منطقه کم‌فشار) لایه مرزی جدا شده و دو گردابه مارپیچی تشکیل می‌دهد که هسته آنها دارای چرخش^۵ بسیار بالایی میباشد. این گردابه‌ها انرژی خود را از جریانی که بطور متناوب از لبه حمله جدا میشود، دریافت می‌نمایند. در نتیجه این دریافت انرژی، قدرت گردابه‌ها در طول وتر بال افزایش می‌یابد و اندازه آنها نیز تقریباً بصورت مخروطی با نزدیک شدن به لبه فرار بزرگتر می‌شود. این گردابه‌های قوی باعث ایجاد ناحیه کم‌فشار در سطح بال گردیده و جریان روی بال را بسمت خود می‌کشاند (شکل ۱). بر اثر این عمل لایه مرزی روی بال مجدداً در زیر این گردابه جدا شده و گردابه‌های ثانویه^۶ در زیر گردابه‌های اصلی تشکیل می‌شوند. جهت چرخش این گردابه‌ها برخلاف گردابه‌های اصلی می‌باشد.

طرفین بال به طور متقارن و در یک فاصله مساوی از وتر بال منفجر می‌شوند، لیکن در فازهای پروازی بحرانی مانند صعود، فرود و انواع مانورهای پروازی، حتی در زاویه جانبی صفر نیز انفجار غالباً به صورت نامتقارن اتفاق می‌افتد. انفجار نامتقارن باعث کاهش پایداری عرضی و طولی هواپیما می‌گردد و یکی از پدیده‌های نامطلوب در بال‌های مثلثی بشمار می‌آید [۷].

بالهای مثلثی به منظور افزایش قابلیت مانور هواپیماهای شکاری مورد استفاده قرار می‌گیرند. در چنین حالتی در نظر گرفتن میدان جریان به صورت دائم غیر معقول است زیرا پارامترهای جریان به زمان وابسته هستند. نیروها و ممانهای آیرودینامیکی در حالت فوق شدیداً به جریان گردابه غیر دائم (تابع زمان) وابسته هستند.

در جنگهای هوایی ارتفاع، مسیر پرواز و موقعیت هواپیما سریعاً نسبت به زمان تغییر می‌کنند. در برخی از جنگها و مانورهای مذکور نیاز به تغییر آنی زاویه حمله و همچنین رسیدن به زاویه حمله مافوق واماندگی کاملاً محسوس است. در این حرکت‌های غیر دائم، بسته به موقعیت‌های طولی و عرضی لحظه‌ای هواپیما، گردابه‌های مختلفی تشکیل می‌گردند که دائماً در حال تغییر هستند. بعبارت دیگر گردابه‌های تشکیل شده روی بال، تابع زاویه حمله و همچنین زاویه جانبی بوده و این زوایا نیز تابع زمان می‌باشند. بررسی جریان غیر دائم بسیار دشوارتر از جریان دائم است. در واقع تغییر شدید زاویه حمله با زمان باعث ایجاد اختلاف فاز بین زاویه حمله و پارامترهای جریان مانند نیروهای برآ و پسا می‌گردد [۸].

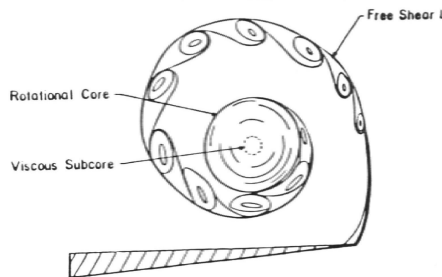
در یک حرکت دینامیکی، اختلاف زیادی در ساختار جریان روی بال در دو حالت افزایش زاویه حمله و کاهش آن وجود دارد. در حالت افزایش زاویه حمله، انفجار در زاویه حمله بالاتری نسبت به حالت مشابه استاتیک اتفاق می‌افتد. در حالت کاهش زاویه حمله، جریان روی بال، جدا شده باقی می‌ماند تا زاویه حمله به کمتر از زاویه واماندگی در حالت استاتیک برسد. اختلاف جریان در حالت‌های افزایش و کاهش زاویه حمله، باعث تشکیل حلقه هیستریزس می‌گردد. بعبارت دیگر بخاطر تغییر سریع زاویه حمله، بین جدایی جریان و چسبیدن دوباره آن یک فاصله زمانی به وجود می‌آید.

طولی و عرضی در یک محدوده وسیع زاویه حمله پایدار باشد که این پایداری توسط گردابه‌های فوق تأمین می‌شود. همچنین نیروی پسا نسبتاً ناچیز بال‌های مثلثی در سرعت‌های بالا باعث بهبود شرایط پرواز مافوق صوت می‌شوند [۵].

گردابه‌ها در یک محدوده خاص از زوایای حمله و پسگرا، اثر مشخصی روی خصوصیات آیرودینامیکی و همچنین قابلیت‌های مانوری دارند. بالاتر از این زاویه حمله، یک تغییر ناگهانی در ساختار گردابه‌ها بوجود می‌آید که اصطلاحاً به این پدیده انفجار گردابه^۱ گفته می‌شود. انفجار گردابه‌ها با یک کاهش فشار ناگهانی در جریان محوری، انبساط گردابه‌ها حول هسته ساکن و پدید آمدن جریان مغشوش همراه است. در زوایای حمله متوسط و بالا، گردابه‌های اولیه در پایین دست لبه فرار منفجر می‌شوند. با افزایش زاویه حمله انفجار به سمت بالا دست حرکت می‌کند. بعنوان مثال برای یک بال مثلثی شکل با زاویه پسگرای ۷۰ درجه و در زاویه حمله حدود ۲۸ درجه، انفجار در لبه فرار رخ می‌دهد. نکته قابل توجه اینکه نتایج تجربی حاکی از آن است که حتی اگر عدد رینولدز یکسان باشد، این زاویه حمله بسته به شرایط آزمایش متغیر است [۱، ۴، ۶، ۱۳]. انفجار گردابه باعث نامطلوب شدن کارایی هواپیما می‌گردد و یک عامل محدود کننده قوی برای قابلیت مانور هواپیما می‌باشد. قبل از رخ دادن انفجار، جریان حلقوی روی سطح بال دارای یک مؤلفه سرعت شبیه جت (فواره) می‌باشد. سرعت خط مرکزی جریان درون گردابه ممکن است تا سه برابر سرعت جریان آزاد نیز برسد. در پایین دست نقطه انفجار، سرعت کاهش می‌یابد و باعث کاهش مکش می‌گردد. با افزایش زاویه حمله، انفجار به سمت لبه حمله حرکت می‌کند. هنگامیکه انفجار به لبه فرار برسد انتشار انفجار هسته به سمت جلوی بال بیشتر از هنگامی است که انفجار به نوک بال رسیده است [۶]. پیامدهای انفجار گردابه عبارتند از کاهش گرادینهای برآ و پسا و ممان پیچشی که تمام این پارامترها یا یکی از آنها می‌تواند باعث واماندگی بال شود. در صورتیکه انفجار به نزدیکی نوک بال برسد، با افزایش زاویه حمله، نیروی برآ تقریباً ثابت می‌ماند و محل نقطه انفجار نیز تغییر محسوسی پیدا نمی‌کند [۱].

در جریان متقارن موقعیت نقطه انفجار وابسته به زاویه حمله می‌باشد. در زوایای حمله بالا هر دو گردابه در

جریان آزاد و سرعت محوری بیش از سه برابر سرعت جریان آزاد می‌باشد و در حال چرخش است. آشکارسازی‌های جریان توسط دود نشان می‌دهد که بدلیل سرعت محیطی بسیار بالای این ناحیه، نیروی گریز از مرکز به ذرات دود اجازه ورود به این ناحیه را نمی‌دهند در نتیجه این ناحیه بصورت سوراخی در وسط گردابه باقی می‌ماند [۱].



شکل ۲: نواحی مختلف درون گردابه [۱۳].

همزمان با تغذیه گردابه توسط لبه حمله، قدرت و اندازه هسته گردابه (در جهت پایین دست) افزایش می‌یابد. در لبه فرار و بعد از آن هسته گردابه با جریان آزاد هم جهت می‌گردد. در اغلب تئوریه‌ها فرض می‌شود که به استثنای هسته داخلی که دارای لزجت است، هسته گردابه چرخشی، غیر لزج و مخروطی است.

تأثیر پارامترهای مختلف روی گردابه لبه حمله توسط افراد مختلفی بررسی شده‌است. این بررسیها [۱۰] نشان داد که افزایش ضریب منظری یا ضخامت باعث حرکت خط مرکزی گردابه به سمت خارج می‌شود. همچنین اگر ضخامت سطوح بالا و پایین بطور یکسان افزایش یابد، قدرت گردابه‌های لبه حمله کم می‌شود لیکن افزایش ضخامت سطح پایینی به تنهایی اثر خاصی روی گردابه‌های فوق ندارد [۱۱].

انفجار گردابه در بال مثلی

در یک بال مثلی با افزایش زاویه حمله قدرت گردابه افزایش می‌یابد. سرعت محوری در هسته گردابه می‌تواند تا سه برابر سرعت جریان آزاد برسد. در برخی نقاط در طول گردابه یک انتقال ناگهانی باعث می‌شود که جریان در هسته ساکن شده و گردابه تبدیل به جریانات مغشوش و بی‌نظم گردد [۱۲].

پدید آمدن هیستریسیز در ساختار جریان روی بال در حالت دینامیکی باعث اختلاف در نیروها و ممانهای آیرودینامیکی در دو حالت افزایش و کاهش زاویه حمله، می‌گردد. در حالت افزایش زاویه حمله، در زاویه واماندگی نسبت به حالت استاتیک تاخیر ایجاد شده و همچنین ماکزیمم نیروها و ممانهای آیرودینامیکی افزایش قابل توجهی نسبت به حالت استاتیک می‌یابند. در حالت کاهش زاویه حمله، مشخصه‌های دینامیکی جریان از حالت مشابه استاتیک کمتر می‌شوند. بنابراین در یک حرکت دینامیکی، نیروها و ممانها بطور آنی با زاویه حمله مشابه و متناظر در حالت استاتیک فاصله می‌گیرند. مقدار افزایش ماکزیمم نیروها و ممانها نسبت به حالت استاتیک شدیداً به فرکانس بستگی دارد. این پدیده باعث افزایش کارایی هواپیما در میدان نبرد می‌گردد.

هرچند امروزه اطلاعاتی راجع به میدان جریان و چگونگی نیروها و ممانها روی بالهای مثلی در حالت استاتیک با زاویه جانبی صفر در دسترس می‌باشد، ولی هنوز در زمینه آیرودینامیک غیر دائم، اطلاعات موجود بسیار ناچیز است. بیشتر این اطلاعات نیز به صورت دو بعدی درباره حرکت دینامیکی ایرفویل می‌باشند و روی جریانات غیر دائم سه بعدی بررسی صورت گرفته شده‌است. بنابراین انجام یک بررسی جامع روی جریان سه بعدی در بالهای مثلی حائز اهمیت بسیاری می‌باشد.

ساختار جریان روی یک بال مثلی در زوایای حمله بالا قبل از انفجار بسیار پیچیده است. شکل (۱) این ساختار را بصورت شماتیک نشان می‌دهد. اندازه‌گیری‌های مختلف جهت بررسی میدان جریان روی این بالها [۹] نشان داده که این گردابه‌ها را می‌توان به سه لایه مختلف مطابق شکل (۲) تقسیم نمود:

- **لایه تنشی:** این لایه از لبه حمله بال ناشی می‌شود و باعث تغذیه هسته گردابه می‌گردد. با افزایش فاصله از لبه حمله، ضخامت لایه فوق زیاد می‌شود.
- **هسته چرخشی:** قطر تقریبی آن حدود ۳۰ درصد نصف فاصله دهانه بال می‌باشد.
- **هسته داخلی لزج:** قطر تقریبی آن ۵ درصد نصف دو سر بال است. در این ناحیه گرادیانهای فشار کل، فشار استاتیکی و سرعت، قابل توجه هستند. در ناحیه فوق سرعت مماسی به صفر می‌رسد. این هسته همانند یک جسم صلب با سرعت محیطی تقریباً سه برابر سرعت

پیش‌بینی نیروهای آیرودینامیکی بالهای مثلثی شکل در زوایای حمله بالا در حالت دینامیکی و زاویه جانبی صفر می‌باشد. بدین منظور با استفاده از روابط تجربی و تئوری و اطلاعات استاتیکی که برای بالهایی در زوایای پس‌گرای ۶۰ تا ۷۵ درجه به طریقه تجربی به دست آمده‌اند، یک کد کامپیوتری [۲، ۱۷] تهیه شده که قادر است نیروهای آیرودینامیکی این بالها را در شرایط دینامیکی با دقت مناسبی پیش‌بینی نماید.

حل تقریبی عددی برای انفجار گردابه

انفجار گردابه یک پدیده بسیار پیچیده است که هنوز به طور کامل شناخته نشده‌است. مطابق بعضی از تئوری‌ها، انفجار معادل جدایی لایه مرزی است که در طول محور گردابه اتفاق می‌افتد. بررسیهای دیگری، انفجار را ناشی از ناپایداری نوع هلمهولتز می‌دانند. طبق یک نظریه دیگر، انفجار معادل یک موج ایستاده در جریان سیال حلقوی یا عبارت دیگر مانند پرش هیدرولیکی دو بعدی در نظر گرفته می‌شود. که در آن، اندازه حرکت در عرض موج ثابت می‌ماند. مدل پرش هیدرولیکی به واقعیت نزدیکتر است زیرا آزمایشات انجام شده حاکی از این است که نوع ناپایداری هلمهولتز فقط در اعداد رینولدز پایین اتفاق می‌افتد و مدل جدایی لایه مرزی نسبت به مدل پرش هیدرولیکی خطای بیشتری دارد [۱۵].

تئوری پرش هیدرولیکی دو بعدی

اگر مطابق شکل (۳) جریانی دارای عمق کلی H_1 و سرعت V_1 باشد، بعد از پرش عمق آن H_2 و سرعت آن V_2 خواهد بود که سرعت بعد از پرش، کمتر از سرعت قبل از آن می‌باشد. فشار در جهت عمودی که تابعی از فاصله تا سطح است را میتوان بصورت زیر نوشت:

$$P = \rho gy \quad (1)$$

بنابراین:

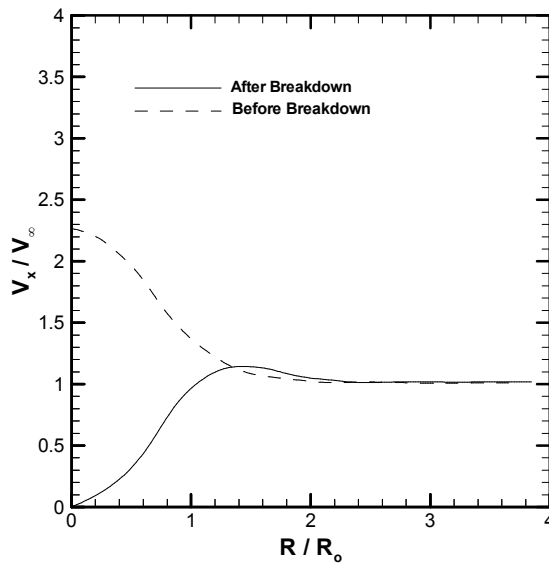
$$\int_0^H (\rho gy + \rho V^2) dy = Const. \quad (2)$$

همچنین با استفاده از قانون پیوستگی:

$$V_1 H_1 = V_2 H_2 \quad (3)$$

آزمایش‌های مختلف [۱۳] نشان می‌دهد که محل انفجار به ترکیب زاویه پس‌گرا و زاویه حمله بستگی دارد. در بالهایی که زاویه پس‌گرای آنها زیاد بوده و زاویه حمله پایینی دارند، انفجار در پایین دست لبه فرار اتفاق می‌افتد ولی با افزایش زاویه حمله یا کاهش زاویه پس‌گرا، انفجار به سمت بالا دست لبه فرار (روی سطح بال) حرکت می‌کند. وقوع انفجار باعث کاهش گرادیان نیروی برآ و تغییر در ممان پیچشی می‌شود. پدیده انفجار، به دلیل تداخل آن با سطوح کنترلی، باعث تغییر مشخصه‌های پایداری هواپیما می‌گردد.

برخی از عواملی که روی محل انفجار گردابه بال مثلثی تأثیر دارند عبارتند از: زاویه حمله که افزایش آن انفجار را به سمت بالا دست منتقل می‌کند، ضریب منطری که افزایش آن (با کاهش زاویه پس‌گرا) باعث حرکت انفجار به سمت بالا دست می‌شود، شتاب که در حین افزایش سرعت جریان آزاد (شتاب مثبت) انفجار به سمت بالا دست حرکت می‌کند [۱۴] ولی هنگامیکه سرعت به یک مقدار ثابت رسید، موقعیت نقطه انفجار به محل اولیه خود باز می‌گردد. همچنین در حین کاهش سرعت جریان آزاد (شتاب منفی) انفجار به سمت پایین دست حرکت می‌کند لیکن با رسیدن سرعت به یک مقدار ثابت محل نقطه انفجار به موقعیت اولیه بر می‌گردد. از عوامل موثر دیگر روی محل انفجار گردابه، مکش است. با استفاده از سیستم مکنده مناسب در پایین دست محل اولیه انفجار، میتوان آن را به تأخیر انداخت [۱۶]. انحراف بالچه‌ها به سمت بالا و پایین نیز به ترتیب باعث حرکت انفجار به سمت جلو و عقب (بالا دست و سمت پایین دست جریان) می‌گردد [۱۶]. همچنین مطالعات انجام شده [۱۱] نشان داده که دمش نیز باعث به تأخیر انداختن انفجار می‌گردد. در زمینه حل جریان گردابه‌ها قبل و بعد از انفجار، اطلاعات واضحی مانند تغییرات سرعت و فشار در دسترس نمی‌باشند. همچنین بیشتر کارهای عددی و تجربی در زمینه محاسبه نیروها روی بالهای مثلثی محدود به یک یا حداکثر دو زاویه پس‌گرا بوده که عمدتاً در حدود ۷۰ درجه می‌باشند. لذا انجام پژوهشی در زمینه بالهای مثلثی شکل در حالت غیر دائم که محدوده وسیعی از زوایای پس‌گرا را شامل شود، حائز اهمیت بسیاری می‌باشد. هدف از انجام این پژوهش، تحلیل میدان جریان گردابه‌ها قبل و بعد از انفجار با استفاده از روابط تئوری و تجربی و



شکل ۴: تغییرات سرعت محوری با شعاع هسته.

فرود، بزرگتر از یک باشد، پرش قویتر است. نتایج بررسی‌های متعدد حاکی از آن است که در اعداد فرود کوچکتر از یک، انفجار رخ نمی‌دهد. با در نظر گرفتن ماهیت گردابه و انفجار آن و قابلیت مدل کردن آن با پرش هیدرولیکی، فرضیاتی که برای انفجار در نظر گرفته می‌شوند عبارتند از: بقای اندازه حرکت خطی و زاویه‌ایی، تعادل شعاعی بین گرادیان فشار استاتیک و سرعت مماسی، تساوی فشار استاتیک در فاصله خیلی دور از گردابه با فشار استاتیک جریان آزاد، برقراری پیوستگی در طول یک لوله جریان و ثابت بودن فشار کلی در طول خط جریان.

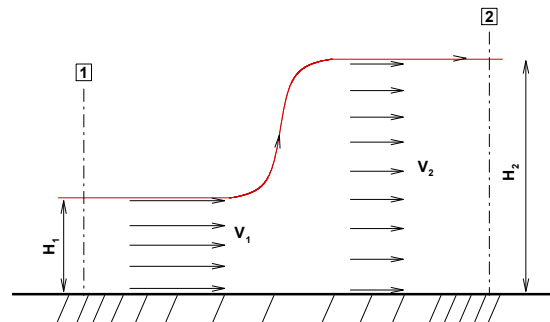
روابط مورد استفاده

بر اساس بررسی‌های تجربی به عمل آمده، توزیع سرعت‌های محوری و مماسی برای اکثر بالهای مثلثی شکل به صورت زیر می‌باشند [۱۵]:

$$V_{T_1} = \frac{1}{396} V_{T_{max}} \frac{1 - e^{-\frac{1}{26} r_1^2}}{r_1} \quad (۸)$$

$$V_{X_1} = 1 - [1 - V_{X_{axis}}] e^{-\frac{1}{26} r_1^2} \quad (۹)$$

در روابط فوق تمام سرعتها نسبت به سرعت جریان آزاد و تمام فاصله‌ها به طور کسری از شعاع هسته (شعاعی که در آن سرعت مماسی ماکزیمم است)، سنجیده می‌شوند. با فرض بقای اندازه حرکت زاویه‌ایی در



شکل ۳: مفهوم پرش هیدرولیکی [۱۵].

اگر معادله (۲) در مقاطع "۱" و "۲" در شکل (۳) اعمال شود، نتایج زیر بدست می‌آیند:

$$\frac{gH_1^2}{2} + H_1 V_1^2 = \frac{gH_2^2}{2} + H_2 V_2^2 \quad (۴)$$

$$\frac{H_2}{H_1} = \frac{1}{2} [-1 + (1 + 8Fr^2)^{1/2}] \quad (۵)$$

که در آن Fr عدد فرود است و بصورت زیر تعریف میشود:

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{2gH}}$$

معادله (۵) نشان می‌دهد که برای مقادیر Fr بزرگتر از یک، نسبت H_2/H_1 کوچکتر از یک خواهد شد که از لحاظ فیزیکی قابل قبول نیست. بنابر این شار کلی انرژی در عرض یک صفحه عمودی بصورت زیر در خواهد آمد:

$$KE = \int_0^H \left[P + \frac{\rho V^2}{2} + \rho gH \right] V dy \quad (۶)$$

و یا

$$\frac{KE_2}{KE_1} = \frac{r_h^3 + Fr^2}{r_h^2 (1 + Fr^2)} \quad (۷)$$

که $r_h = H_2/H_1$ می‌باشد. بنابراین قوی یا ضعیف بودن پرش به عدد فرود جریان بستگی دارد. هرچه عدد

شکل (۴) تغییرات سرعت محوری را نسبت به شعاع بدون بعد نشان می‌دهد. سرعت محوری با استفاده از سرعت جریان آزاد و شعاع با استفاده از شعاع هسته، بی‌بعد شده‌است. قبل از انفجار، سرعت محوری در مرکز هسته ماکزیمم است و با فاصله گرفتن از مرکز، سرعت مذکور کاهش می‌یابد و نهایتاً در شعاعی بیشتر از شعاع هسته، سرعت برابر با سرعت جریان آزاد می‌شود. مطابق شکل فوق بلافاصله بعد از انفجار، سرعت محوری در مرکز هسته کمترین مقدار را دارا می‌باشد به طوری که با افزایش شعاع، سرعت محوری افزایش می‌یابد و سرانجام به سرعت جریان آزاد می‌رسد. این نتایج کاملاً با نتایج مرجع ۱۳ که توسط روش تجربی به دست آمده‌اند، مطابقت دارد. نکته مهم اینکه در اکثر نتایج تجربی سرعت محوری اندازه‌گیری شده در داخل هسته حدود ۲ تا ۳ برابر سرعت جریان آزاد می‌باشد (شکل ۴).

شکل (۵) تغییرات سرعت مماسی نسبت به شعاع هسته را نشان می‌دهد. در مرکز هسته سرعت مماسی قبل از انفجار صفر می‌باشد ولی در فاصله بین مرکز تا محیط هسته، افزایش می‌یابد و سرانجام در محیط هسته، به ماکزیمم مقدار خود رسیده و سپس افت می‌کند. بعد از انفجار نیز روال تغییرات سرعت مماسی با شعاع به همین صورت است لیکن منحنی در نقاط ابتدایی (در داخل هسته) به سمت بالا انتقال پیدا می‌کند و در شعاعی کمی بیش از شعاع هسته، بر میدان شعاع مماسی قبل از انفجار منطبق می‌گردد چون با فاصله گرفتن از محیط هسته به سمت خارج، تأثیر جریان هسته کمتر شده و در نتیجه از حالت چرخشی شدید جریان داخل هسته کاسته می‌شود.

در شکل (۶) منحنی چرخش نسبت به شعاع در حالت بدون بعد نشان داده شده‌است. بررسی‌ها نشان می‌دهد که عامل ایجاد حرکت چرخشی گردابه، هسته آن می‌باشد که در مرکز آن چرخش ماکزیمم است [۱۳]. با افزایش شعاع، چرخش کم شده و نهایتاً در شعاعی حدود دو برابر شعاع هسته، به صفر می‌رسد. پس از انفجار، منحنی چرخش در ابتدا متفاوت است. در مرکز هسته، مقدار چرخش صفر می‌باشد که با حرکت از مرکز به سمت محیط هسته مقدار چرخش کمی زیاد شده و در شعاعی حدود دو برابر شعاع هسته مقدار آن صفر می‌شود. تفاوت منحنی‌های چرخش در قبل و بعد از انفجار به دلیل

طول انفجار نتیجه می‌شود که چرخش در طول یک خط جریان ثابت است و بنابر این می‌توان نوشت:

$$V_{T_2}(i) = V_{T_1}(i) \frac{R_1(i)}{R_2(i)} \quad (10)$$

همچنین توزیع شعاعی زاویه پیچش جریان (θ) و مؤلفه چرخش محوری (ω) به صورت زیر می‌باشند:

$$\theta(i) = \tan^{-1} \frac{V_T(i)}{V_X(i)} \quad (11)$$

$$\omega(i) = \frac{V_T(i)}{R(i)} + \frac{V_T(i+1) - V_T(i-1)}{R(i+1) - R(i-1)} \quad (12)$$

با فرضیات ذکر شده می‌توان گرادیان فشار کلی را به صورت زیر نوشت:

$$Cp_2(i) = Cp_{T_2}(i) - V_{X_2}^2(i) + V_{T_2}^2(i) \quad (13)$$

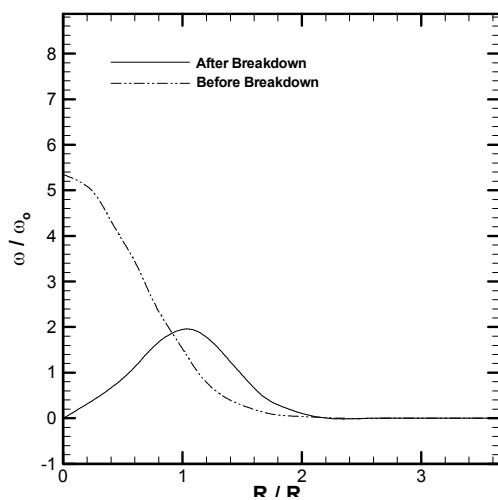
برای محاسبه گرادیان ضریب فشار کلی $Cp_2(i)$ ابتدا باید گرادیان ضریب فشار شعاعی، $Cp_{T_1}(i)$ را محاسبه نمود. با استفاده از شرط تعادل شعاعی، گرادیان فشار شعاعی به صورت زیر می‌باشد:

$$\frac{\partial p}{\partial r} = \rho \frac{V_T^2}{r} \quad (14)$$

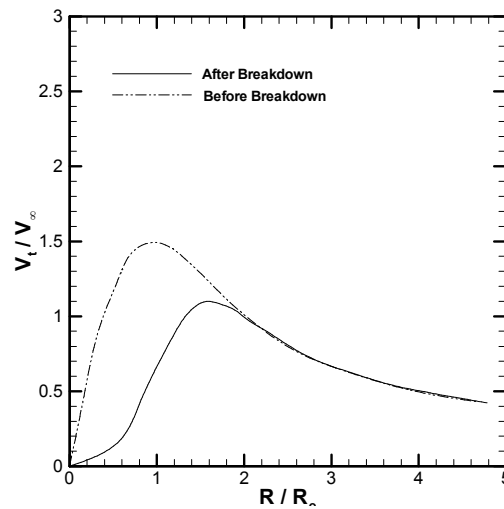
که با انتگرال‌گیری از گرادیان فشار شعاعی، فشار استاتیک شعاعی به دست می‌آید. توضیح بیشتر در این خصوص در مرجع ۲ ارائه شده‌است.

بررسی نتایج

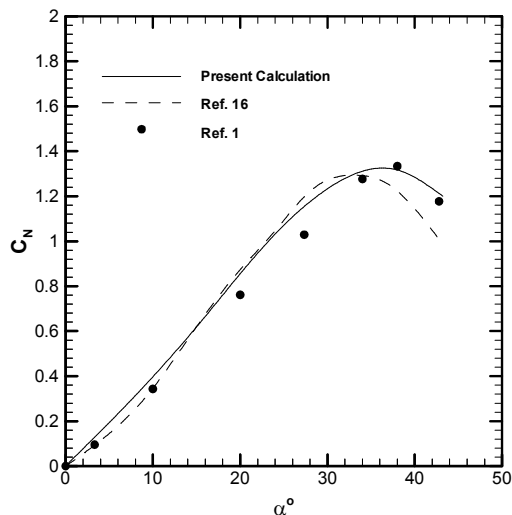
با استفاده از روابط ذکر شده، یک برنامه کامپیوتری جهت محاسبه گرادیان فشار کلی، میدانهای سرعت، چرخش و همچنین زوایای پیچش در نقاط مختلف قبل و بعد از انفجار گردابه‌ها تهیه شده‌است [۱۷، ۲]. در این کد فاصله بین محور گردابه ($I=0$) و شعاع هسته ($I=1$) به ۱۰۰۰ قسمت تقسیم می‌شود. فاصله‌ها نزدیک محور مقدار اندکی در حدود یک صدم شعاع هسته دارند و با دور شدن از محور، این فاصله زیاد می‌شود، به نحوی که در حوالی بزرگترین شعاع، فاصله‌ها به حدود یک دهم شعاع هسته نیز می‌رسند.



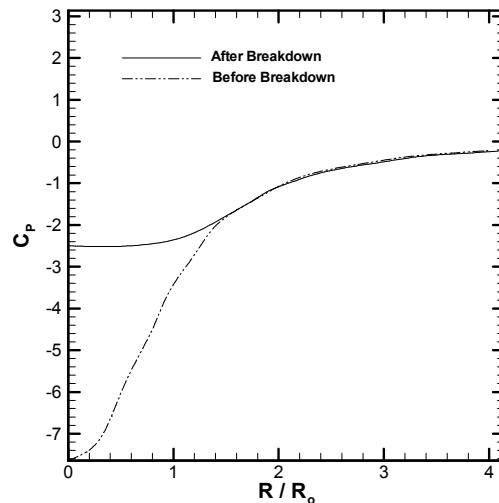
شکل ۶: تغییرات چرخش با شعاع هسته.



شکل ۵: تغییرات سرعت مماسی با شعاع هسته.



شکل ۸: تغییرات ضریب نیروی عمودی با زاویه حمله در حالت استاتیک.



شکل ۷: تغییرات ضریب فشار استاتیک با شعاع هسته.

استاتیک کمترین مقدار را دارا می‌باشد لیکن مقدار فوق از مقدار مشابه قبل از انفجار بیشتر است. پس از انفجار با حرکت از مرکز هسته به سمت خارج و افزایش شعاع مقدار فشار کاسته می‌شود و نهایتاً با رسیدن به شرایط جریان آزاد، گرادیان فشار استاتیک صفر می‌گردد.

شکل (۸) تغییرات ضریب نیروی عمودی با زاویه حمله در حالت استاتیک برای یک بال مثلثی با زاویه پس‌گرای ۷۰ درجه را نشان می‌دهد. نتایج بدست آمده از تئوری ارائه شده در این مقاله با نتایج مراجع ۱ و ۱۶ مقایسه گردیده‌است. تغییرات C_N با زاویه حمله بصورت غیرخطی

اختلاف در چرخش هسته پس از انفجار می‌باشد. پس از انفجار، جهت چرخش برعکس شده و به همین دلیل، از مرکز تا محیط هسته، چرخش افزایش می‌یابد.

در شکل (۷) منحنی ضریب فشار استاتیک نسبت به شعاع در دو حالت قبل و بعد از انفجار نشان داده شده‌است. رفتار این منحنی مشابه منحنی سرعت محوری شکل (۴) می‌باشد. قبل از انفجار که سرعت محوری بیشترین مقدار خود را دارد، فشار استاتیک در محل فوق کمترین مقدار را دارد و با افزایش شعاع، فشار استاتیک زیاد می‌شود. پس از انفجار نیز در مرکز هسته، فشار

استاتیک (شکل ۹) نتایج حاصله از دقت کمتری برخوردارند. لازم به ذکر است که برای بالهای با زاویه پسگرای بیشتر از ۷۵ درجه تغییرات ضرایب آیرودینامیکی با زاویه حمله در آزمایشهای متعدد و شرایط یکسان، با یکدیگر متفاوتند. به همین دلیل نتایج مذکور در این مقاله ارائه نشده است.

شکل (۱۱) تغییرات ضریب نیروی عمودی با زاویه حمله را برای بال مثلثی با زاویه پسگرای ۷۰ درجه در حالت دینامیکی با فرکانس کاهش یافته ۰/۰۳۴ نشان می‌دهد. نتایج حاصله با نتایج تجربی مرجع ۱ نیز مقایسه شده است. از آنجا که تغییرات زاویه حمله در مرجع ۱ بصورت سینوسی در نظر گرفته شده، نتایج مطالعات کنونی نیز برای تغییرات سینوسی زاویه حمله ارائه گردید. مطابق این شکل، نیروی عمودی در زوایای حمله بین ۲۰ تا ۵۵ درجه در حالت رفت و برگشت (افزایش و کاهش زاویه حمله) کاملاً متفاوت می‌باشد. برای حالت رفت، نیروی عمودی دینامیکی از حالت متناظر استاتیکی بمراتب بیشتر می‌باشد و زاویه واماندگی نیز افزایش می‌یابد. در حالت برگشت، این موضوع برعکس شده و برای استاتیکی از دینامیکی بیشتر شده است. این پدیده که منشا آن عدم تطابق زاویه حمله با جریان روی بال می‌باشد، باعث ایجاد حلقه هیستریسیز می‌گردد.

تغییرات سریع زاویه حمله موجب میشود که جریان روی بال کاملاً توسعه نیابد. بنابراین در شرایط دینامیکی و در حالت افزایش زاویه حمله، جریان روی بال مشابه جریان در حالت استاتیکی ولی در زاویه حمله پایین‌تر می‌باشد. در حالت برگشت، جریان روی بال جدا شده و مدت زمانی طول میکشد تا این جریان جدا شده دوباره فرصت چسبیدن پیدا کند. در این فاصله زاویه حمله شدیداً کاهش یافته و در حالت برگشت، نیروی عمودی دینامیکی کمتر از استاتیکی خواهد بود.

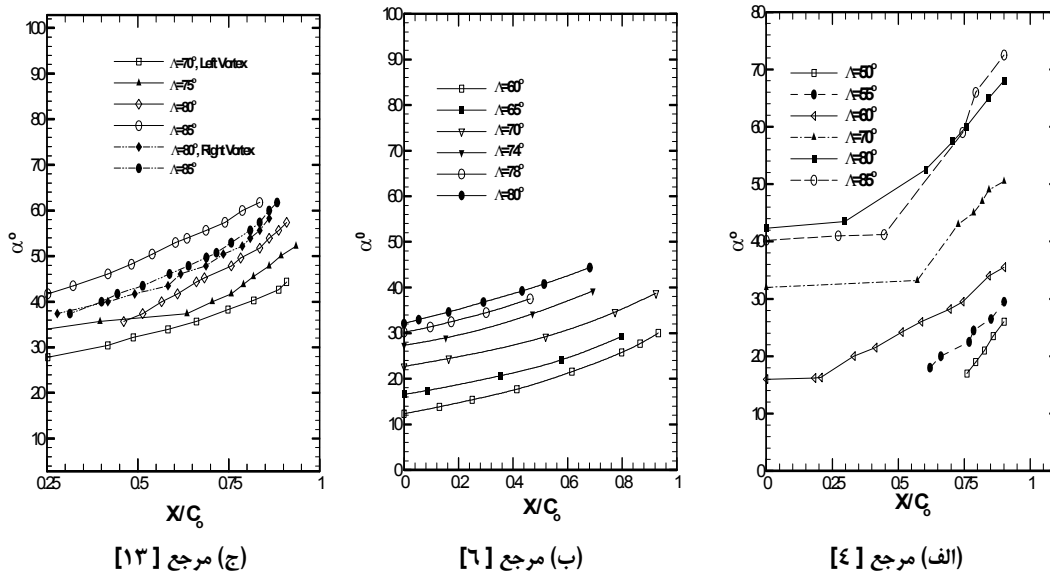
در شکل (۱۲) تغییرات ضریب نیروی پسا با زاویه حمله برای بال مثلثی با زاویه پسگرای ۷۰ درجه نشان داده شده است. نتایج بدست آمده نیز با نتایج تجربی مرجع ۱ مقایسه شده‌اند. در این شکل اختلاف C_D در حالت‌های رفت و برگشت کاملاً مشخص است که باعث بوجود آمدن حلقه هیستریسیز می‌گردد.

اثرات زاویه پسگرا روی ضریب نیروی عمودی نیز مورد مطالعه قرار گرفته و در شکل (۱۳) نتیجه مطالعات نشان

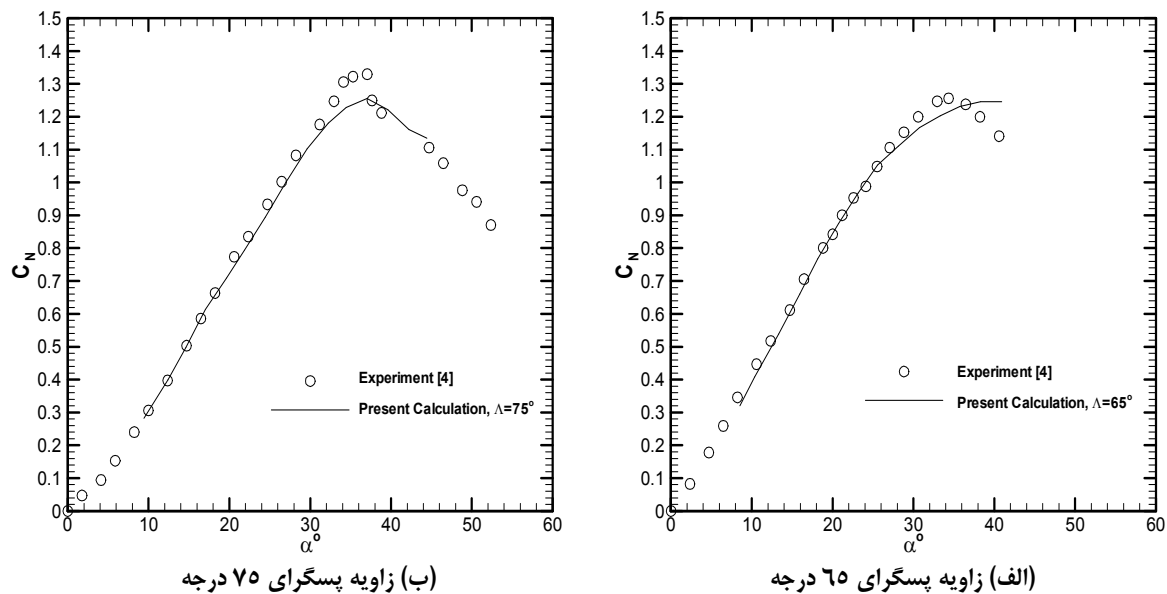
می‌باشد و واماندگی بال حدوداً در زاویه حمله ۳۵ درجه اتفاق می‌افتد. اختلاف نتایج حاصله با نتایج مراجع بدلیل یکسان نبودن موقعیت انفجار گردابه در آزمایشات مختلف می‌باشد که در شکل‌های (۹-الف) تا (۹-ج) نشان داده شده است. این شکل‌ها نشان می‌دهند که در زوایای پسگرای ۸۰ و ۸۵ درجه حتی موقعیت انفجار گردابه‌های بال چپ و راست نیز با هم متفاوتند.

لازم به ذکر است که هدف اصلی این پژوهش بدست آوردن نیروهای آیرودینامیکی یک بال مثلثی با استفاده از تغییرات موقعیت نقطه انفجار گردابه اصلی با زاویه حمله می‌باشد. بنابراین با استفاده از نتایج تجربی تغییرات موقعیت نقطه انفجار گردابه‌ها در حالت‌های استاتیک و دینامیک یک کد کامپیوتری تهیه شده که بکمک آن می‌توان نیروهای آیرودینامیکی را محاسبه نمود. هرچند رابطه بین نیروها و موقعیت انفجار گردابه در مرجع ۱ بررسی شده بود، ولی این بررسی شامل پیش‌بینی نیروهای آیرودینامیکی با استفاده از موقعیت انفجار گردابه، نبوده است. از طرف دیگر مطابق شکل (۹) موقعیت انفجار گردابه‌ها بسته به شرایط آزمایش متفاوت است. بعنوان مثال برای یک بال مثلثی با زاویه پسگرای ۷۰ درجه طبق نتایج مرجع ۶، در زاویه حمله ۲۲ درجه انفجار گردابه در $X/C_0=0$ اتفاق می‌افتد ولی نتایج مرجع ۱۳ حاکی از آن است که این پدیده در زاویه حمله ۲۸ درجه رخ میدهد. در این مقاله جهت پیش‌بینی نیروهای آیرودینامیکی از نتایج تجربی نقطه انفجار چند مقاله استفاده گردیده است. بنابراین خطای مشاهده شده در نتایج حاصل از این پژوهش در مقایسه با نتایج تجربی مراجع مختلف بدلیل یکسان نبودن موقعیت انفجار گردابه‌ها می‌باشد.

شکل (۱۰) تغییرات ضریب نیروی عمودی استاتیک با زاویه حمله برای بالهای مثلثی با زوایای پسگرای ۶۵ و ۷۵ درجه را نشان می‌دهد. اختلاف مشاهده شده بین نتایج روش کنونی و داده‌های تجربی موجود عمدتاً بدلیل دردست نداشتن موقعیت دقیق نقطه انفجار گردابه روی بال و تغییرات آن با زاویه حمله می‌باشد. به‌هرحال شکل (۱۰) نشان میدهد که نرم‌افزار تهیه شده قادر به پیش‌بینی نسبتاً دقیق زاویه واماندگی و $C_{N\alpha}$ در حالت‌های خطی و غیرخطی می‌باشد. برای بالهایی با زاویه پسگرایی بالاتر بدلیل نامتقارن بودن موقعیت انفجار گردابه‌ها در حالت



شکل ۹: تغییرات موقعیت نقطه انفجار با زاویه حمله.

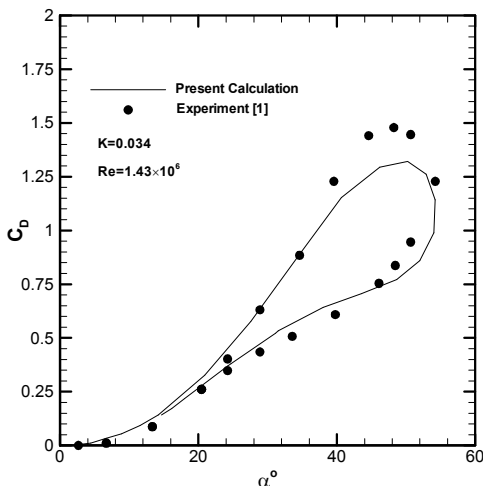


شکل ۱۰: تغییرات ضریب نیروی عمودی استاتیک با زاویه حمله.

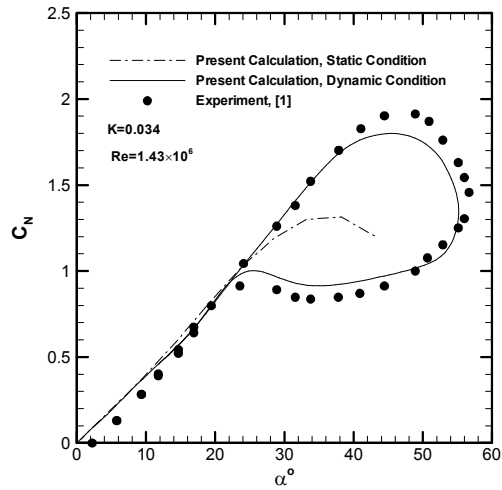
پسگرای ۷۰ درجه نشان داده شده است. این شکل نشان میدهد که در حالت دینامیکی، هنگام افزایش زاویه حمله یا کاهش آن، موقعیت نقطه انفجار X_B/X_0 یکسان نیست. بعنوان مثال در زاویه حمله ۲۰ درجه در هنگام رفت (افزایش زاویه حمله)، موقعیت نقطه انفجار $1/7$ است (انفجار در پایین دست جریان خارج از بال اتفاق افتاده است) در حالی که در همین زاویه حمله، و در هنگام

داده شده است. مطابق این شکل، در حالت دینامیکی با فرکانس نوسانی حدود $1/2$ هرتز، مقدار C_{Nmax} دینامیکی بالهایی که زاویه پسگرای آنها کمتر از ۸۰ درجه است از مقدار استاتیکی آن بیشتر می باشد. با افزایش زاویه پسگرای C_{Nmax} برای هر دو حالت کاهش می یابد.

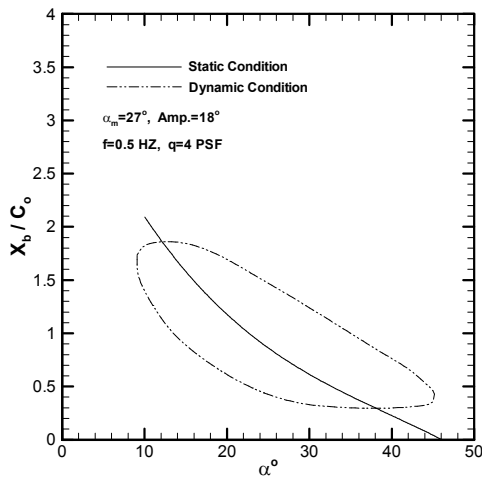
در شکل (۱۴) تغییرات موقعیت انفجار با زاویه حمله برای حالت های دینامیکی و استاتیکی بال مثلی با زاویه



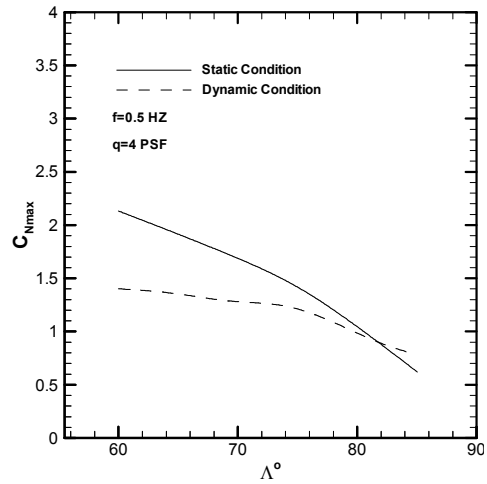
شکل ۱۲: تغییرات ضریب نیروی پسا با زاویه حمله.



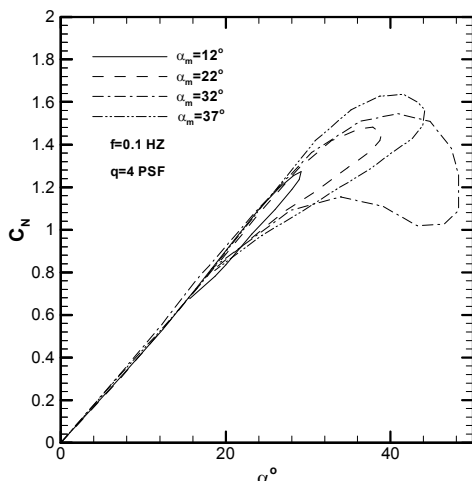
شکل ۱۱: تغییرات ضریب نیروی محوری با زاویه حمله.



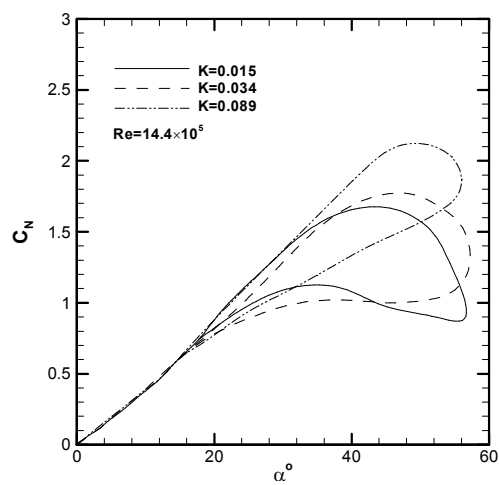
شکل ۱۴: تغییرات موقعیت نقطه انفجار با زاویه حمله.



شکل ۱۳: تغییرات ضریب نیروی عمودی ماکزیمم.



شکل ۱۶: اثر زاویه حمله متوسط روی تغییرات ضریب نیروی عمودی با زاویه حمله.



شکل ۱۵: اثر فرکانس کاهش یافته روی تغییرات ضریب نیروی عمودی با زاویه حمله.

عمودی تقریباً مستقل از زاویه حمله خواهد بود. اثرات زاویه حمله متوسط و فشار دینامیکی روی ضرایب نیروهای عمودی و پسا در زوایای پسگرایی متفاوت در مرجع ۲ مورد بررسی قرار گرفته است.

نتیجه گیری

در این تحقیقات بررسی کاملی روی گردابه‌های بوجود آمده روی بالهای مثلی انجام گرفته است. نیروهای آیرودینامیکی و نیز موقعیت نقطه انفجار روی بالهای مذکور در هر دو حالت استاتیکی و دینامیکی با استفاده از روابط تئوری، نیمه تجربی و اطلاعات تجربی موجود پیش‌بینی شده‌اند. این بررسی‌ها که شامل تعیین ضرایب نیروی عمودی و پسا روی ۶ بال با زوایای پسگرایی مختلف از ۶۰ تا ۸۵ درجه و تعیین موقعیت نقطه انفجار گردابه‌ها بوده، نشان می‌دهد که در حالت استاتیکی با افزایش زاویه پسگرا، حداکثر ضریب نیروی عمودی کاهش یافته و نقطه انفجار بسمت پشت بال حرکت میکند. در حالت دینامیکی، بال مثلی تحت حرکت پیچشی با فرکانس و دامنه‌های نوسانی مختلف مورد بررسی قرار گرفته و در کلیه حالات، نیروها و موقعیت نقطه انفجار محاسبه شده است. نتایج این بررسی‌ها نشان می‌دهد که ماکزیمم ضریب نیروهای عمودی و پسا در تمام فرکانسها نسبت به حالت استاتیک بیشتر بوده و با افزایش فرکانس کاهش یافته و دامندگی نیز افزایش می‌یابد. در حالت کاهش زاویه حمله و در زوایای حمله پایینتر از زاویه و دامندگی استاتیک، نیروهای دینامیکی نسبت به حالت متناظر استاتیک، کمتر می‌باشند. بدلیل اختلاف ضرایب نیروها در حالت افزایش و کاهش زاویه حمله، یک حلقه هیستریسیز در روند تغییرات نیروها با زاویه حمله بوجود می‌آید و با افزایش فرکانس نوسان، عمق حلقه مذکور افزایش می‌یابد. در هنگام افزایش زاویه حمله، در تولید و انفجار گردابه تاخیر بوجود می‌آید و در هنگام کاهش زاویه حمله نیز در چسبیدن دوباره گردابه‌ها به بال، تأخیر حاصل می‌شود. از طرف دیگر، نقطه انفجار در حالت دینامیک در زاویه حمله کمتری نسبت به حالت استاتیک، به لبه فرار بال میرسد.

فهرست علائم

R_0 : شعاع هسته گردابه، inch

برگشت (کاهش زاویه حمله)، موقعیت نقطه انفجار برابر 0.17 و روی بال خواهد بود. این پدیده سبب تشکیل حلقه هیستریسیز در موقعیت نقطه انفجار شده که حلقه مذکور در همه نمودارهای مربوط به تغییر نیروها با زاویه حمله در حالت دینامیکی مشاهده می‌شود ولی در حالت استاتیک، در هنگام افزایش یا کاهش زاویه حمله، موقعیت نقطه انفجار تغییری نمی‌کند [۱]. البته بررسی تغییرات X_B/X_0 با زاویه حمله در حالت استاتیکی نشان می‌دهد که حتی در این حالت هم در حوالی لبه فرار، موقعیت نقطه انفجار در هنگام افزایش و کاهش زاویه حمله متفاوت است. همچنین مطابق شکل (۹)، در زاویه پسگرایی بیشتر از ۷۵ درجه، موقعیت نقطه انفجار گردابه‌های بال چپ و راست نیز با هم متفاوت است. این امر باعث ایجاد ممان چرخشی و پدیده Wing Rock می‌گردد [۷]. تغییرات موقعیت نقطه انفجار با زاویه حمله در حالت‌های استاتیک و دینامیک برای بالهای با زاویه پسگرایی دیگر نیز مشابه شکل ۱۴ می‌باشد [۲] و در این مقاله ارائه نشده است. همچنین کلیه محاسبات با نتایج تجربی مقایسه شده و از دقت قابل قبولی برخوردار می‌باشند [۲].

اثرات فرکانس کاهش یافته روی ضریب نیروی عمودی برای بال مثلی با زاویه پسگرایی ۷۰ درجه در شکل (۱۵) نشان داده شده است. در این شکل، با افزایش K مقدار C_{Nmax} افزایش یافته و همچنین زاویه حمله ایی که C_{Nmax} در آن اتفاق می‌افتد نیز افزایش می‌یابد. ولی در زوایای حمله کمتر از ۱۵ درجه با افزایش فرکانس کاهش یافته مقدار C_N تغییری نمی‌کند. نتایج این شکل با نتایج مرجع ۱ نیز کاملاً مطابقت دارد.

شکل (۱۶) اثرات زاویه حمله متوسط روی ضریب نیروی عمودی را نشان می‌دهد. هرچه زاویه حمله متوسط بیشتر شود، C_{Nmax} و زاویه حمله متناظر با آن، افزایش می‌یابد. با افزایش زاویه حمله متوسط از ۱۲ به ۳۲ درجه، حلقه هیستریسیز بزرگتر می‌شود ولی وقتی α_m از ۳۲ به ۳۷ درجه افزایش می‌یابد، این حلقه دوباره کوچک می‌شود. این کاهش بدین دلیل است که در زاویه ۳۷ درجه و در این فرکانس کاهش یافته، جریان روی قسمت اعظم بال جدا شده و انفجار گردابه‌ها به نوک بال رسیده است. بنابراین تغییرات زاویه حمله، تأثیری در جریان روی بال ندارد. در این شرایط ضریب نیروی

C_0 : طول وتر ریشه بال، inch	V_T : سرعت مماسی جریان گردابه، ft/sec
f : فرکانس نوسانات بال، Hz	V_X : سرعت محوری جریان گردابه، ft/sec
$k = \pi f C_0 / U_\infty$: فرکانس کاهش یافته	X_B : موقعیت نقطه انفجار نسبت به نوک بال
$Q = 0.5 \rho_\infty U_\infty^2$: فشار دینامیکی، PSF	ω : چرخش (Vorticity)، 1/sec
R : شعاع گردابه، inch	α_m : زاویه حمله متوسط، درجه
	C_N : ضریب نیروی عمودی

مراجع

- 1 – Soltani, M. R. (1992). *An experimental study of the relationship between forces and moments and vortex breakdown on a pitching delta wing*. Ph.D. Thesis, University of Illinois.
- ۲ – رجبی، ع. "پیش‌بینی نیروهای آیرودینامیکی بالهای مثلثی در زوایای حمله بال." پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشکده هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف.
- ۳ – سلطانی، م. ر. و داوری، ع. ر. "بررسی تجربی جریان روی یک بال با ضریب منطری پایین." نشریه استقلال، سال ۲۰، شماره ۲، اسفند (۱۳۸۰).
- 4 – Wentz, W. and Kohlman, H. *Vortex breakdown on slender sharp-edged wings*. AIAA Paper No. 69 778.
- 5 – Polhamus, E. C. (1968). "Vortex lift research: early contributions and some current challenges." *NASA Conference Publication 2416*, Vol. I, PP. 1-30.
- 6 – Skow, A. M. and Erickson, G. E. (1982). "Modern fighter aircraft design for high angle of attack maneuvering." *AGARD-LS-11*, PP. 4-1 to 4-59.
- 7 – Soltani, M. R., Ebrahimi, A. and Davari, A. R. (2002). *A simple analytical method for predicting the amplitude and frequency of a delta wing model undergoing rocking motion*. AIAA 2002-0710.
- 8 – Herbst, W. B. (1980). "Future fighter technologies." *Journal of Aircraft*, Vol. 17, No. 8.
- 9 – Earnshaw, P. B. (1961). "An experimental investigation of the structure of a leading-edge vortex." *RAE*, Technical Note No. 2740.
- 10 – Peckham, D. H. (1958). "Low speed wind tunnel tests on a series of uncambered slender pointed wings with sharp edges." *ARC*, R&M No. 3186.
- 11 – Squire, L. C. (1968). "Some effects of thickness on the longitudinal characteristics of sharp-edged delta wings at low speeds." *Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, Vol. 72
- 12 – Peckham, D. H. and Atkinson, S. A. (1957). "Preliminary results of low speed wind tunnel tests on a gothic wing of aspect ratio 1.0." *ARC*, C.P-508.
- 13 – Payne, F. M. (1987). *The structure of leading -edge vortex flows including vortex breakdown*. Ph.D. Thesis, University of Notre Dame, Indiana.
- 14 – Lamburne, N. C. and Bryer, D. W. (1961). "The bursting of leading-edge vortices- some observations and discussion of the phenomenon." *ARC R&M No. 3282*.
- 15 – McCormick, B. W. (198۵). "Vortex bursting and it's effects on the unsteady aerodynamic characteristics of a 70 deg. swept delta wing." *An Internal Report*, The Pennsylvania State University.
- 16 – Wentz, W. H. (1969). *Wind tunnel investigation of vortex breakdown on slender sharp-edged wings*. Ph.D. Thesis, University of Kansas, 1969.
- ۱۷ – سلطانی، م. و رجبی، ع. "یک روش نیمه‌تجربی برای بدست آوردن نیروهای آیرودینامیکی بالهای مثلثی شکل در زوایای حمله بالا و ناپایا." هفتمین کنفرانس سالانه مهندسی مکانیک، دانشگاه سیستان و بلوچستان، (۱۳۷۸).

واژه های انگلیسی به ترتیب استفاده در متن

1 – Burst	2 – Hysteresis	3 – Post Stall Condition
4 – Primary Vortex	5 – Vorticity	6 – Secondary Vortices
7 – Trailing Edge	8 – Vortex Bursting	