بررسی تجربی جریان روی یک بال با ضریب منظری پایین

محمدرضا سلطانی* و علیرضا داوری**

دانشکدهٔ مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

(دریافت مقاله: ۷۹/۵/۲۳ – دریافت نسخه نهایی: ۸۰/۶/۳۱)

چکیده : رفتار آیرودینامیکی یک بال با زاویه پسگرای ۷۰ درجه در تونل باد زیرصوت دانشکدهٔ مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شریف مورد بررسی قرار گرفته است. این بررسی شامل تعیین پروفیل گردابه روی بال و محاسبهٔ شدت اغتشاش در لایه مرزی روی بال در زوایای حمله ۱۰ تا ۳۵ درجه و در محدودهٔ اعداد رینولدز $1/5\times10^5$ تا 5×10^5 بوده است. آزمایشات روی دو مدل یکی بال کامل و دیگری نیمه بال مثلثی انجام گرفت. در این سری آزمایشات، میدان جریان روی بالهای مثلثی با لوله پیتوت و سیم داغ بررسی شده و شدت اغتشاش در لایه مرزی نیز به دست آمده است. نتایج حاصله وجود یک جفت گردابهٔ نسبتاً قوی را نشان می‌دهد که شدت اغتشاش در ناحیه درون این گردابه‌ها بسیار زیاد بوده و سرعت دورانی نیز در این نواحی بیشتر از سایر نقاط است. در نتیجهٔ این افزایش سرعت، فشار در مرکز گردابه به شدت افت پیدا کرده که این پدیده منجر به افزایش نیروی برا به صورت غیرخطی با زاویه حمله خواهد شد.

واژگان کلیدی : گردابهٔ لبه حمله، شدت اغتشاش، بال مثلثی، انفجار گردابه، هستهٔ گردابه

An Experimental Investigation of the Flowfield over a Low Aspect Ratio Wing

M. R. Soltani and A. R. Davari
Department of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology

Abstract: ***A wind tunnel investigation was performed to study the flow field over a 70° swept sharped edge delta wing model at high angles of attack. The experiments were conducted in the subsonic wind tunnel at the Department of Mechanical Engineering, Sharif University of Technology. Velocity profiles have been measured using a special pitot tube and hot wire anemometer at angles of attacks of 10 to 35 degrees and Reynolds numbers between 1.5 to 5×10^5 over half and a full model. From these studies the shape of the leading edge vortices as well as the turbulence intensity inside the vortices were obtained and analyzed. This study revealed a region of increased velocity highly tubulent flow at the vortex core. As a result, the lift will increase nonlinearly with angle of attack.***

Keywords: ***Leading edge vortex, Turbulence Intensity, Delta Wing, Vortex Bursting, Vortex core***

* – استادیار ** – دانشجوی دکترا

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]

فهرست علائم

c	وتر بال در ریشه (cm)	Λ	زاویه پسگرای بال (درجه)
S	طول دهنهٔ بال (cm)	α	زاویه حملهٔ بال (درجه)
υ	ولتاژ خروجی از پروب (ولت)	μ	لزجت جریان آزاد (kg/ms)
V_∞	سرعت جریان آزاد (m/sec)	ρ	چگالی جریان آزاد (kg/m^3)
$Re = \frac{\rho V_\infty c}{\mu}$	عدد رینولدز جریان	σ	درصد شدت اغتشاش

۱- مقدمه

با پیشرفت دانش آیرودینامیک و توانایی بشر در دستیابی به سرعتهای مافوق صوت، بالهایی با زاویه پسگرای[1] بالا و ضریب منظری پایین به سرعت جایگزین بالهای متداول شده و به عنوان یک ابزار مناسب برای کاهش پسای موجی در هواپیماهای شکاری و سایر هواپیماهای مافوق صوت به طور گسترده استفاده شده است. از مهمترین مزایای این بالها علاوه بر کاهش پسای موجی، امکان تغییر ناگهانی در شتاب و نیز قابلیت پرواز و مانور در زوایای حمله بالاتر از زاویه حمله واماندگی بال است [۱].

مهمترین مسئله در این نوع بالها پدیدهٔ نوسان بال حول محور طولی[2] است که در زوایای حملهٔ بالا اتفاق می‌افتد. منشأ این پدیده، بزرگ شدن گردابه در زوایای حملهٔ بالاست. در این حالت گردابه‌های دو طرف بال ناپایدار شده و حرکات نوسانی پیدا می‌کنند. تغییر موقعیت گردابه‌ها توزیع فشار دو طرف بال را مرتباً به هم زده و سبب ایجاد نوسان حول محور طولی می‌شود. این پدیده در صورتی که به موقع از آن جلوگیری نشود، منجر به سقوط هواپیما خواهد شد.

یکی از کاربردهای موفقیت‌آمیز این نوع بال در هواپیمای روسی سوخو-۲۷ بوده است. این هواپیما نخستین بار در نمایشگاه هوایی ۱۹۸۹ پاریس به کمک تغییر جهت بردار تراست و با استفاده از قابلیت بال مثلثی خود توانست به مدت چند ثانیه با زاویه حمله ۱۰۷ درجه پرواز کند [۲].

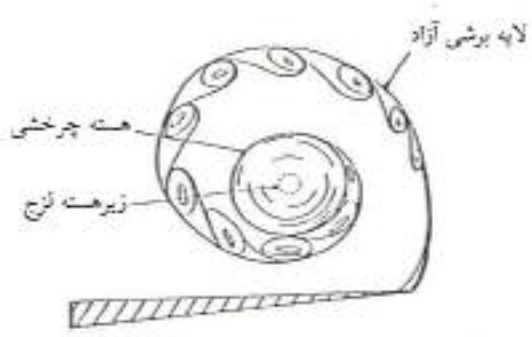
در حال حاضر بیشتر تحقیقات و مطالعات انجام شده روی بالهای مثلثی شامل توسعهٔ روشهای نیمه تجربی برای پیش بینی نیرو و ممان وارد بر بال است و اطلاعات کلی در مورد ساختار گردابه‌ها از قبیل توزیع سرعت، فشار و تغییرات آنها با زاویه حمله چندان در دسترس نیست [۳]. این اطلاعات در تأیید صحت و بهینه‌سازی کدهای عددی توسعه یافته بسیار مفید و ارزشمندند. به منظور ایجاد چنین بانک اطلاعاتی برای اولین بار در کشور اقدام به انجام آزمایشاتی در این زمینه شده است. هدف از آزمایشات کنونی تعیین شکل گردابه‌های پدید آمده بر روی بالهای مثلثی و بررسی ساختار گردابه‌ها و شدت اغتشاش درون هستهٔ گردابه است.

۲- بررسی میدان جریان روی بال مثلثی

بالهای مثلثی که عمدتاً به صورت یک صفحهٔ تخت هستند، در زوایای حمله کمتر از حدود ۵ درجه رفتاری مشابه با بالهای معمولی از خود نشان می‌دهند. ولی در زوایای حمله بالا الگوی جریان روی آنها تفاوت چشمگیری دارد. قسمت عمدهٔ جریان روی بالهای مثلثی شامل دو گردابه است که با افزایش زاویه حمله قدرت آنها بیشتر شده و بزرگتر می‌شوند. شکل (۱) ساختار این گردابه‌ها را نشان می‌دهد.

بررسیها [۳] نشان می‌دهد که زاویه حمله این بالها را بسته به زاویه پسگرای آنها می‌توان تا ۳۵ درجه یا بالاتر افزایش داد بدون آنکه بال دچار واماندگی شود. این خاصیت در هواپیماهای شکاری که نیاز به قابلیت مانور بالا دارند، بسیار حائز اهمیت است. با افزایش زاویه حمله، این گردابه‌ها از سطح

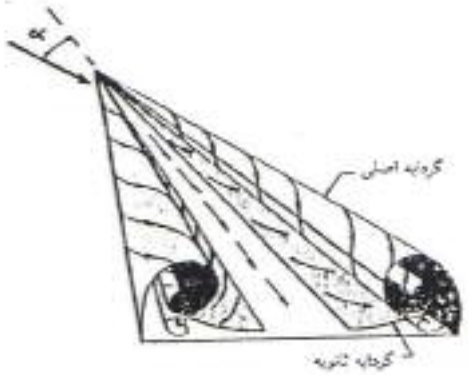
[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



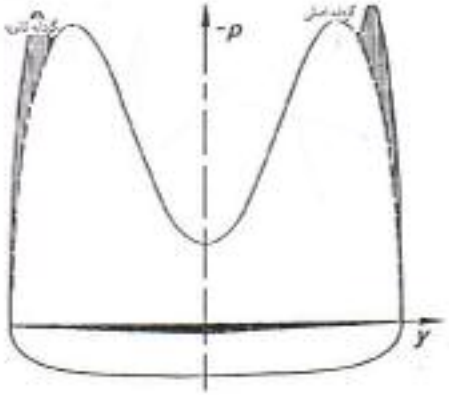
شکل ۱- نواحی مختلف درون گردابه

بلند شده و یک ناحیه کم فشار را نزدیک سطح به وجود می‌آورند. در این شرایط مطابق شکل (۲) یک جفت گردابه کوچکتر نزدیک بال و زیر گردابه‌های اصلی[3] به وجود می‌آید که به آن گردابه‌های ثانویه[4] می‌گویند. شکل (۳) سهم هر یک از گردابه‌های اولیه و ثانویه را در توزیع فشار روی بال نشان می‌دهد. اگر زاویه حمله از حد خاصی بیشتر شود یک تغییر ناگهانی در ساختار گردابه‌ها به وجود می‌آید که اصطلاحاً به آن انفجار[5] می‌گویند [٤]. هر چند این پدیده باعث از بین رفتن بخش عمده‌ای از نیروی برا می‌شود، ولی باید توجه داشت که بلافاصله پس از انفجار گردابه‌ها با افزایش زاویه حمله، نیروی برا نه تنها کاهش نمی‌یابد بلکه زیادتر می‌شود و فقط نرخ تغییرات آن با زاویه حمله کم می‌شود. برای بالهای مثلثی با زاویه پسگرای ۷۰ درجه نقطه انفجار گردابه‌ها حدوداً در زاویه حملهٔ ۳۰ درجه به لبه فرار می‌رسد ولی واماندگی بال در حدود ۳۵ درجه اتفاق می‌افتد [٤].

آزمایشات نشان می‌دهند که برای بالهایی با زاویه پسگرای بیشتر از ٧٦ درجه انفجار گردابه‌ها به صورت متقارن اتفاق نمی‌افتد. در نتیجه توزیع فشار روی بال در دو طرف متقارن نبوده و بنابراین بارگذاری روی بال مرتباً تغییر می‌کند. این پدیده سبب ایجاد نوسان هواپیما حول محور طولی می‌شود. هر چند تاکنون تحقیقات فراوانی در خصوص گردابه‌ها و مکانیزم تشکیل آنها انجام شده ولی هنوز دلیل قانع کننده‌ای برای توجیه رفتار این نوع بالها ارائه نشده است. مهمترین بخش تحقیقات



شکل ۲- گردابه‌های اصلی و ثانویه روی بال



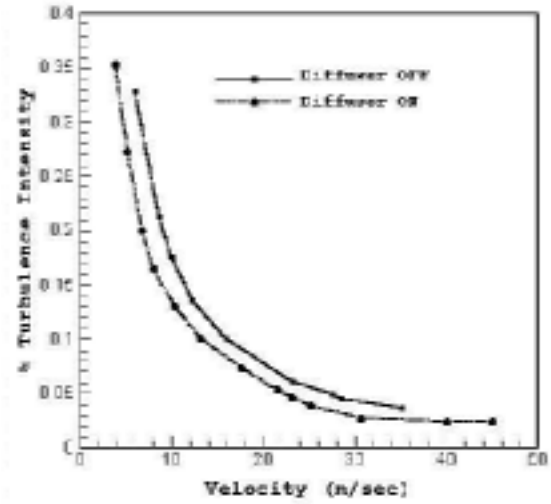
شکل ۳- اثر گردابه‌های اصلی و ثانویه بر توزیع فشار روی بال

پایه‌ای در جهان روی این بالها بر توسعهٔ روشهای نیمه تجربی برای پیش بینی نیروها در حالت ناپایا و کنترل پدیدهٔ حرکت نوسانی بال متمرکز شده است.

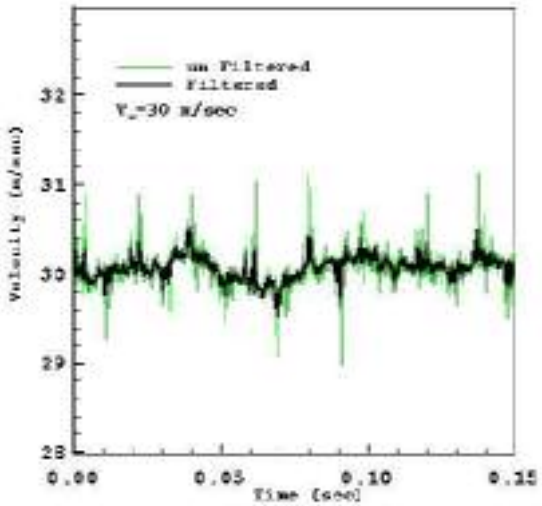
۳- مشخصات مدل و تجهیزات آزمایش

این آزمایشات در تونل باد زیرصوت دانشکدهٔ مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی شریف انجام گرفته است. این تونل از نوع دمنده و دارای سطح مقطع ٤٥×٤٥ سانتیمتر است. به منظور افزایش یکنواختی جریان در مقطع کاری چند دیفیوزر برای این تونل طراحی و ساخته شده که با نصب آنها حداکثر سرعت قابل دسترسی از ۳۰ به ٤٥ متر بر ثانیه افزایش یافته است. شکل (٤) نشان می‌دهد که اضافه کردن دیفیوزر علاوه بر افزایش حداکثر سرعت قابل دسترسی در تونل، سطح اغتشاش

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



شکل ٤- اثر دیفیوزر بر شدت اغتشاش تونل



شکل ٥- استفاده از فیلتر برای کاهش اغتشاشات جریان

را نیز در مقطع کاری کاهش داده است. آزمایشات به کمک یک لوله پیتوت به قطر ۰/۹ میلیمتر و نیز دستگاه سیم داغ با پروب یک مؤلفه‌ای انجام گرفته و اطلاعات حاصله از طریق برد اخذ و پردازش اطلاعات A/D وارد رایانه شده‌اند.

به منظور سرعت و سهولت در اخذ و پردازش اطلاعات خروجی، یک برنامهٔ رایانه‌ای [۷] تهیه شده که قادر است با فرکانسهای مختلف تا حداکثر ۱۰۰ کیلوهرتز، هم به صورت پیوسته و هم به صورت میانگین زمانی عملیات داده برداری از برد را انجام دهد. برنامهٔ مذکور می‌تواند علاوه بر داده برداری، اطلاعات حاصله را فیلتر کرده و نیز شدت اغتشاش را با استفاده از تغییرات سرعت با زمان محاسبه کند. شکل (٥) توانایی تابع فیلتر را در کاهش اغتشاشات جریان در تونل نشان می‌دهد. با استفاده از این قابلیتها می‌توان اغتشاشات متفرقه را از نتایج حذف کرده و به کمک سیم داغ و این نرم افزار، شدت اغتشاش را در داخل و خارج هستهٔ گردابه تعیین کرد. توضیح اینکه فرکانس داده برداری سیم داغ مورد استفاده حداکثر ٦٠ کیلوهرتز است و در هنگام انجام آزمایشها، فرکانس داده برداری حداکثر ٦ کیلوهرتز بوده است.

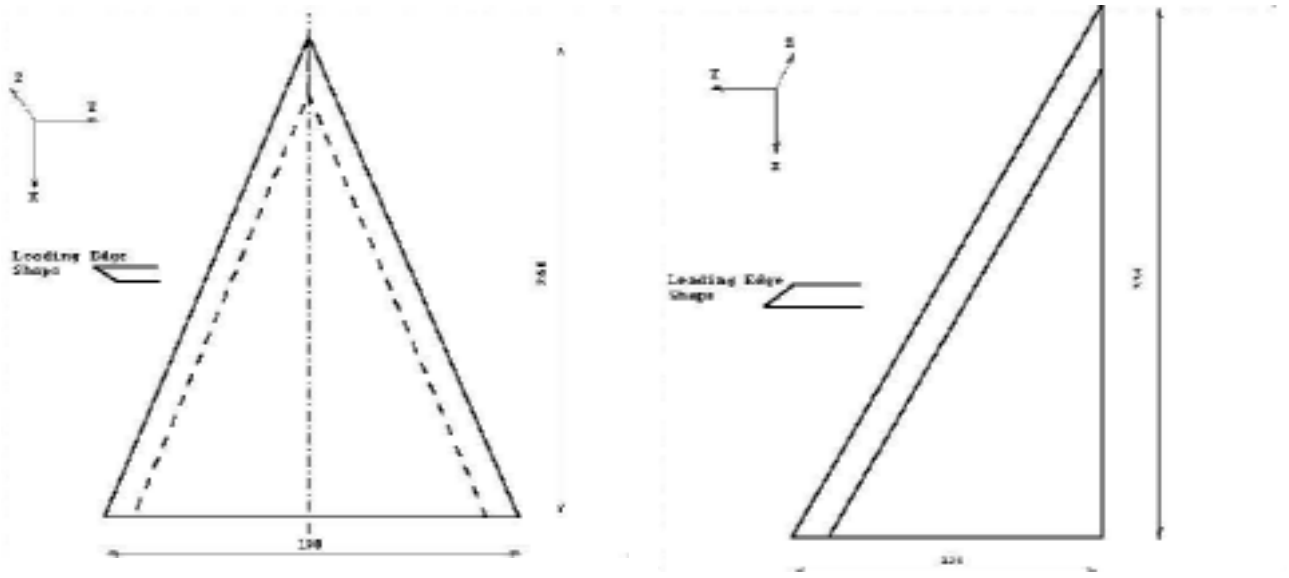
در استفاده از سیم داغ، برای تعیین دقیق موقعیت پروب بر روی بال، پروب به یک پتانسیومتر متصل شده و ولتاژ خروجی پتانسیومتر نیز وارد رایانه شده است. به این ترتیب موقعیت پروب و ولتاژ خروجی از آن در هر لحظه به طور همزمان مشخص است.

همچنین برای تسریع در انجام قسمتهای مختلف آزمایش از دو مدل یکی مدل نیمه بال مثلثی و دیگری مدل بال کامل استفاده شده است. از آنجا که بیشتر تحقیقات انجام شده روی بالهای با زاویه پسگرای ۷۰ درجه صورت گرفته است، زاویه پسگرای هر دو مدل در این آزمایشات نیز برابر ۷۰ درجه انتخاب شده است. شکلهای (٦-الف) و (٦-ب) مشخصات این دو مدل را نشان می‌دهند. هر دو مدل آلومینیومی بوده و توسط یک میله به دیوارهٔ تونل متصل می‌شوند. تفاوت عمدهٔ این دو بال در شکل لبهٔ حملهٔ آنهاست.

٤- کالیبراسیون تجهیزات

دستگاه سیم داغ مورد استفاده در این آزمایشات از نوع CTA بوده و براساس میزان خنک شدن سیم بر اثر عبور جریان از روی آن عمل می‌کند. بر اثر خنک شدن سیم مقاومت در مدار الکتریکی آن تغییر کرده و در نتیجه ولتاژ خروجی از دستگاه نیز تغییر می‌کند. بنابراین برای استفاده از سیم داغ باید

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



(ب) (الف)

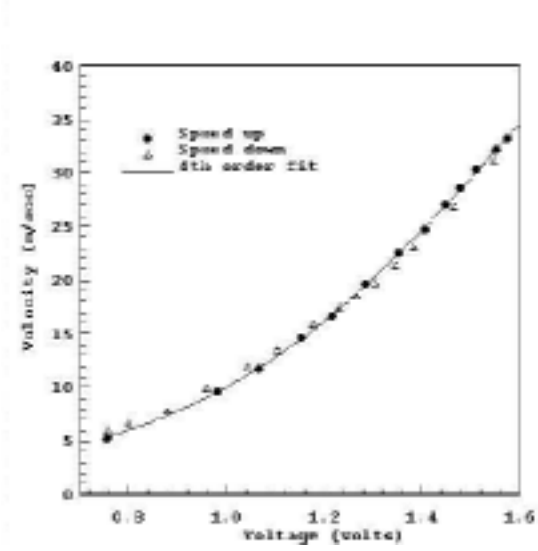
شکل ٦- (الف) مدل نیمه بال مثلثی و (ب) مدل بال کامل

ارتباط بین ولتاژ و سرعت برای هر پروب تعیین شود.

بررسیها نشان می‌دهد که در دستگاههای نوع CTA سرعت به صورت یک چند جمله‌ای درجه چهارم برحسب ولتاژ قابل بیان است. شکل (۷) تغییرات ولتاژ خروجی از سیم را با سرعت تونل نشان می‌دهد. به منظور افزایش دقت، آزمایشات در دو حالت افزایش و سپس کاهش سرعت انجام گرفته و نتایج حاصله با استفاده از یک منحنی درجهٔ چهارم برازش داده شده است. شکل (۷) نشان می‌دهد که منحنی مذکور به خوبی تغییرات ولتاژ را با سرعت پیش بینی کرده است. با استفاده از این منحنی می‌توان ارتباط بین سرعت ولتاژ را به صورت زیر نوشت

$$V = -3.08 + 1.294\upsilon - 1.9\upsilon^2 + 1.3\upsilon^3 - 2.87\upsilon^4 \qquad (۱)$$

که در آن V سرعت جریان برحسب متر بر ثانیه و υ ولتاژ خروجی برحسب ولت است. پتانسیومتر نیز مانند یک رئوستا بر پایه تغییر مقاومت به دلیل تغییر طول در مدار عمل می‌کند. برای تعیین دقیق موقعیت مورد بررسی در تونل با استفاده از پتانسیومتر لازم است میزان ولتاژ خروجی براساس جابه جایی ورودی به پتانسیومتر معلوم باشد. عملیات کالیبراسیون این دستگاه شامل حرکت پروب به میزان معین و ثبت ولتاژ



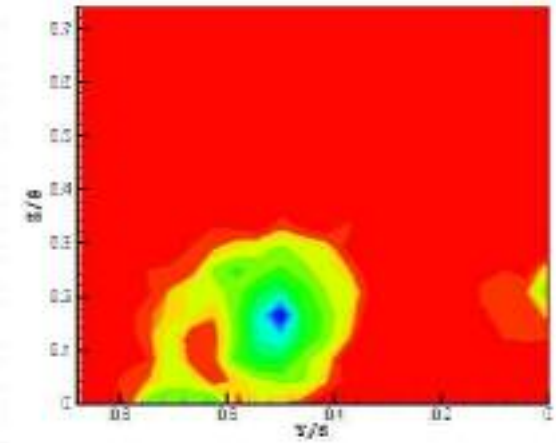
شکل ۷- کالیبراسیون سیم داغ

خروجی از آن است. با رسم تغییرات جابه جایی برحسب ولتاژ و تعیین شیب این تغییرات می‌توان ولتاژهای خروجی از پتانسیومتر در طول آزمایش را برحسب جابه جایی پروب بیان کرد.

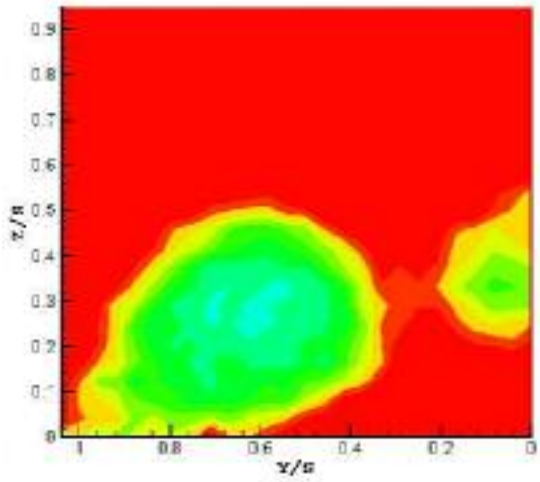
۵- بررسی نتایج

شکلهای (۸-الف) و (۸-ب) خطوط هم سرعت را در

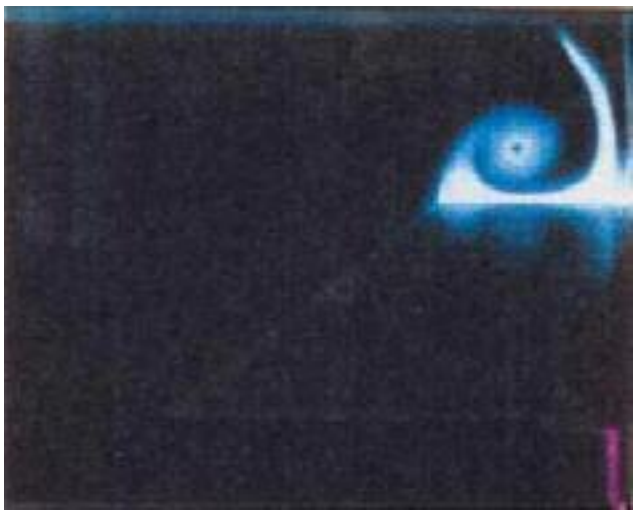
[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



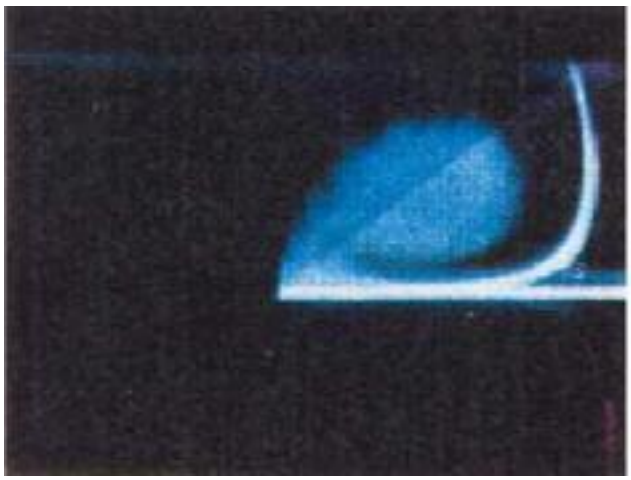
شکل ۸-الف- خطوط هم فشار در میدان جریان بر روی بال در زاویه حملهٔ ۳۰ درجه



شکل ۸-ب- خطوط هم‌فشار در میدان جریان بر روی بال در زاویه حملهٔ ۳۵ درجه



شکل ۸-ج- آشکارسازی گردابه قبل از انفجار [۵]

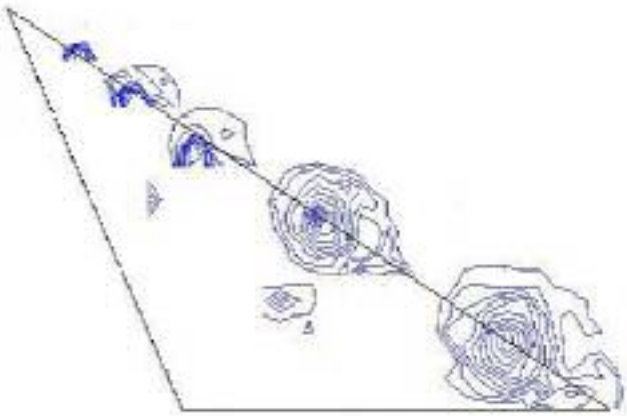


شکل ۸-د- آشکارسازی گردابه بعد از انفجار [۵]

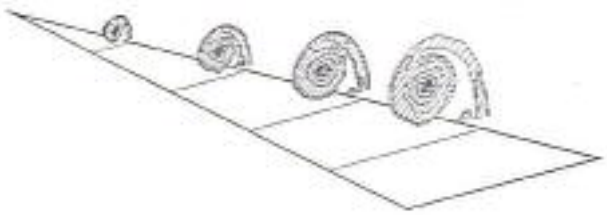
میدان جریان روی مدل اول در زوایای حملهٔ ۳۰ و ۳۵ درجه نشان می‌دهند. این خطوط شکل و موقعیت گردابه را کاملاً مشخص می‌کنند. در شکلهای (۸-ج) و (۸-د) گردابه روی یک بال با پسگرای ۷۰ درجه به کمک دود و لیزر آشکار شده است [۵]. هر دو روش انفجار گردابه را در زاویه حملهٔ ۳۵ درجه تأیید می‌کنند. در این زاویه حمله، ناحیه درون گردابه باز شده و فشار درون هسته که در زوایای حمله پایینتر، کم بوده در این حالت تقریباً به فشار خارج هسته نزدیک شده و گردابه عملاً روی بال پخش می‌شود. لازم به تذکر است که قبل از انفجار، ذرات دود در هستهٔ گردابه به دلیل سرعت زیاد جریان به اطراف منحرف شده و در نتیجه ناحیه درون هسته به صورت یک نقطهٔ سیاه در شکل (۸-ج) مشخص است.

در شکل (۹-الف) گردابه‌های حاصل از آزمایشات کنونی در زاویه حملهٔ ۳۰ درجه که به کمک لوله پیتوت معمولی و روی مدل شماره یک به دست آمده نشان داده شده است. شکل (۹-ب) نیز نتایج همین آزمایش روی یک بال مشابه را که به کمک لولهٔ پیتوت ۷ سوراخه[۶] و سرعت‌سنج لیزری[۷] به دست آمده [۵] نشان می‌دهد. هر دو شکل نشان می‌دهند که

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



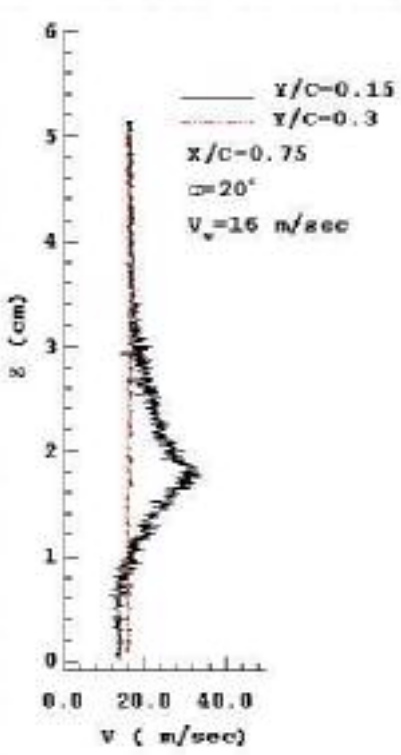
شکل ۹-الف- توزیع گردابه بر روی بال در آزمایشات کنونی



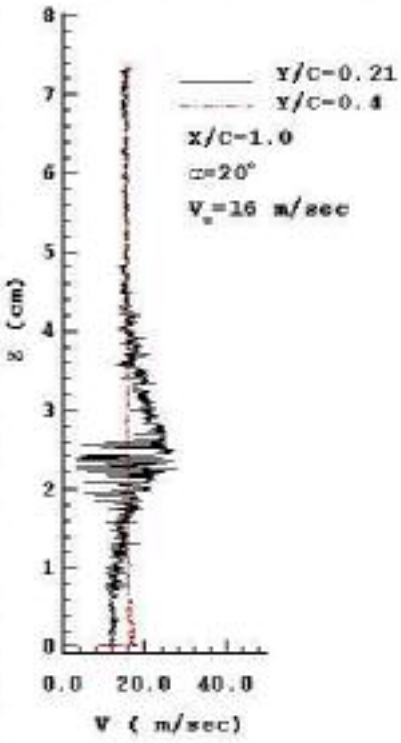
شکل ۹-ب- توزیع گردابه بر روی بال در آزمایشات مرجع [۵]

با نزدیک شدن به لبهٔ حمله، قطر گردابه کم می‌شود ولی انفجار فقط در نزدیکی لبه فرار رخ می‌دهد.

شکلهای (۱۰-الف) و (۱۰-ب) پروفیلهای سرعت تابع زمان را در دو موقعیت مختلف بر روی بال یکی در ۰/۷۵ وتر و دیگری در لبهٔ فرار که با استفاده از سیم داغ به دست آمده نشان می‌دهند. در این شکلها پروفیل سرعت در هستهٔ گردابه با پروفیل سرعت در وسط بال که گردابه روی آن اثری ندارد، مقایسه شده است. رفتار نوسانی پروفیل در هسته به دلیل ناپایداری گردابه است. این رفتار نوسانی در لبهٔ فرار بسیار شدیدتر است و به نظر می‌رسد که گردابه در این نقطه منفجر شده است. همان طور که قبلاً اشاره شد، این بالها بلافاصله پس از انفجار گردابه دچار واماندگی نمی‌شوند. این رفتار گردابه‌ها به طور قابل توجهی قابلیت مانور هواپیما را در زوایای حمله بالا افزایش می‌دهد.



شکل ۱۰-الف- پروفیل سرعت لحظه‌ای در ۰/۷۵ وتر



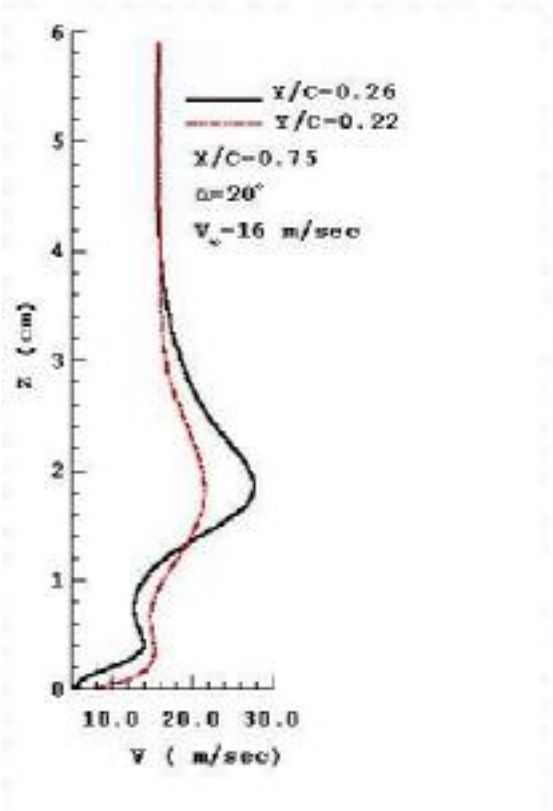
شکل ۱۰-ب- پروفیل سرعت لحظه‌ای در لبهٔ فرار

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]

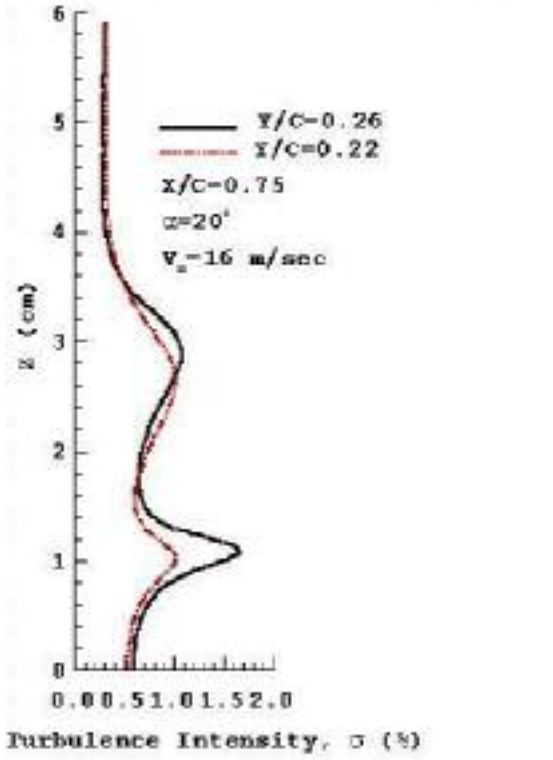
شکل (۱۱) پروفیل سرعت متوسط در لایه مرزی را نشان می‌دهد که توسط سیم داغ اندازه‌گیری شده است. در این شکل پروفیل سرعت در داخل گردابه و خارج آن با هم مقایسه شده‌اند. در هر دو شکل (۱۰) و (۱۱) دو ناحیه با سرعت بالا قابل تشخیص هستند. یکی در نزدیکی سطح بال و حدوداً در ارتفاع ۲۰ میلیمتری سطح به وجود آمده که همان گردابهٔ ثانویه است. ناحیه دوم که افزایش سرعت شدیدتری در آن مشاهده می‌شود، گردابهٔ اصلی روی بال است. البته باید توجه داشت که اختلاف در موقعیت ناحیه افزایش سرعت در پروفیلها به دلیل ناپایداری گردابه و نوسانات آن بر روی بال است.

شکل (۱۲) شدت اغتشاش را در هر دو ناحیه داخل و خارج گردابه نشان می‌دهد. مقایسهٔتوزیع شدت اغتشاش در دو ارتفاع مختلف از سطح نیز مانند پروفیلهای سرعت، وجود گردابه‌های اصلی و ثانویه را تأیید می‌کند. این مقایسه نشان می‌دهد که در ناحیه درون گردابه اغتشاش شدیدتری نسبت به ناحیه خارج آن وجود دارد. همچنین سطح اغتشاشات در گردابهٔ اصلی نیز به مراتب بیشتر از گردابه ثانویه است. بررسی نتایج نشان می‌دهد که حداکثر شدت اغتشاش در داخل گردابه ۱/۵ و در خارج آن حدود ۰/٤ درصد است و پیش بینی می‌شود که با افزایش زاویه حمله شدت این اغتشاشات در درون گردابه بیشتر شود.

شکلهای (۱۳-الف) و (۱۳-ب) نوسانات سرعت را به ترتیب در داخل و خارج گردابه نشان می‌دهند. برای تعیین نوسانات سرعت به کمک سیم داغ، این نوسانات به مدت یک ثانیه و به طور پیوسته در نقاط مورد نظر ثبت شده است. مطابق نتایج به دست آمده در ناحیه درون گردابه در شکل (۱۳-الف) نوسانات شدیدی در سرعت مشاهده می‌شود که به دلیل ناپایداری جریان درون هسته است. شکل (۱۳-ب) نشان می‌دهد که نوسانات سرعت در فاصلهٔ ۱۰ سانتیمتری سطح در ناحیه خارج گردابه نوسانات سرعت در حد متداول و تقریباً مانند نوسانات شکل (۵) هستند. این نوسانات عمدتاً به دلیل عدم هماهنگی در چرخش فن تونل و نیز سطح اغتشاش جریان

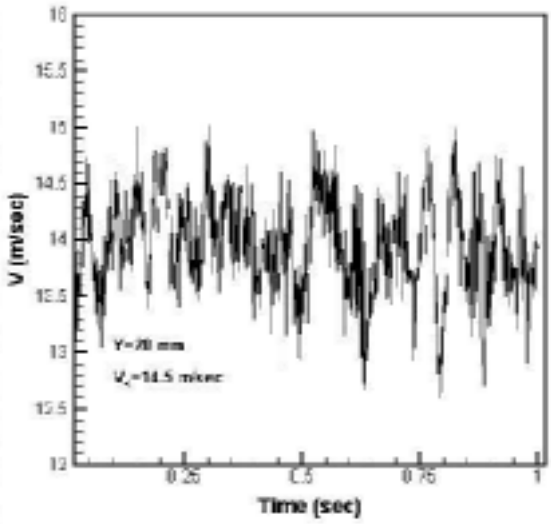


شکل ۱۱- پروفیل سرعت متوسط در زاویه حملهٔ ۲۰ درجه

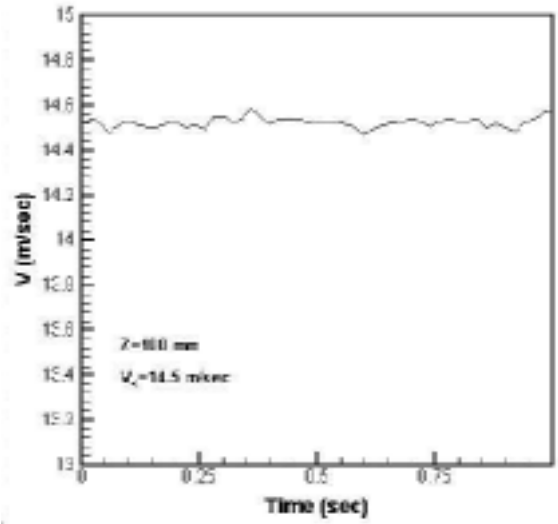


شکل ۱۲- توزیع اغتشاش در لایه مرزی در زاویه حملهٔ ۲۰ درجه

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]



شکل ۱۳-الف- تغییرات سرعت با زمان در داخل هستهٔ گردابه



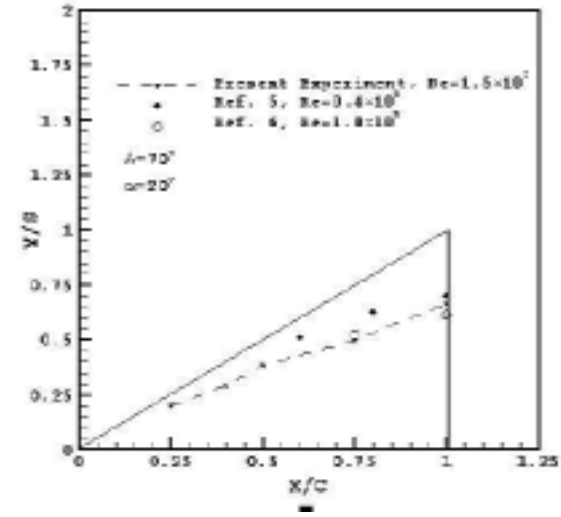
شکل ۱۳-ب- تغییرات سرعت با زمان در خارج هستهٔ گردابه

در مقطع کاری است. متوسط سرعت تونل در این شرایط تقریباً برابر سرعت جریان آزاد است.

شکلهای (۱٤) و (۱۵) موقعیت مرکز گردابه در مقاطع مختلف عرضی در روی بال را نشان می‌دهند. در یک زاویه حمله ثابت با افزایش موقعیت طولی قطر گردابه‌ها بیشتر شده و گردابه به سمت لبهٔ خارجی بال حرکت می‌کند. به نظر می‌رسد. که اختلاف بین نتایج این آزمایش و سایر آزمایشات [۵و٦] به دلیل برابر نبودن عدد رینولدز، شکل متفاوت لبهٔ حمله بال مورد استفاده در این آزمایشها و بال مراجع [۵و٦]، شدت اغتشاش تونل، سطح مقطع تونل، زبری سطح بال، ابعاد متفاوت پروب اندازه‌گیری و پارامترهای متعدد دیگری بوده که در تعیین موقعیت گردابه روی بال مؤثرند. شکل (۱۵) نشان می‌دهد که حتی بین نتایج دو مرجع مورد استفاده هم اختلاف فاحشی به چشم می‌خورد ولی نتایج کنونی و مرجع [٦] که عدد رینولدز آنها به هم نزدیکتر است، تطابق بهتری با هم دارند.

٦- نتیجه‌گیری

بررسی تجربی کنونی نشان می‌دهد که گردابه‌های به وجود آمده بر روی بالهای با زاویه پسگرای بالا تابع عوامل متعددی از

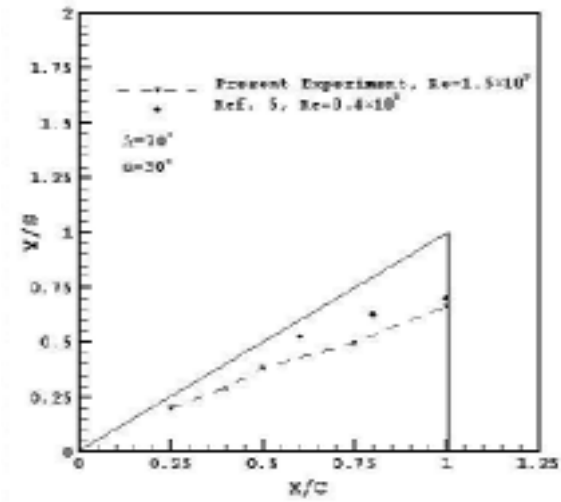


شکل ١٤- موقعیت مرکز گردابه در مقاطع عرضی مختلف در زاویه حملهٔ ۲۰ درجه برای مدل اول

جمله زاویه حمله و فاصله از لبهٔ حمله بال هستند. با حرکت به سمت لبهٔ فرار ابعاد گردابه بزرگتر می‌شود. پروفیلهای سرعت و شدت اغتشاش در لایه مرزی نشان می‌دهند که برای حالت مورد آزمایش سرعت جریان در هستهٔ گردابه تا حدود دو برابر سرعت در جریان آزاد خارج گردابه می‌رسد. این افزایش سرعت سبب کاهش فشار در هستهٔ گردابه شده و سبب به

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]

وجود آمدن نیروی برا بر روی بال می‌شود. نتایج نشان می‌دهند که شدت اغتشاش در ناحیه درون گردابه و در موقعیت ۰/۷۵ وتر در زاویه حملهٔ ۲۰ درجه به حدود ۱/۵ درصد می‌رسد، در حالی که در خارج گردابه این مقدار در حدود ۰/٤ درصد است که تقریباً برابر با سطح اغتشاشات جریان آزاد در مقطع کاری تونل است. پروفیلهای توزیع سرعت و اغتشاش در لایه مرزی روی بال وجود دو گردابه که یکی قویتر از دیگری است را تأیید می‌کنند. این دو گردابه همان گردابه‌های اصلی و ثانویه هستند که منشأ اصلی تولید نیروی برا بر روی بال هستند. در مدل دوم که مدل یک بال کامل است، یک جفت از این گردابه‌ها در دو طرف بال تشکیل می‌شود.



شکل ۱۵- موقعیت مرکز گردابه در مقاطع عرضی مختلف در زاویه حملهٔ ۳۰ درجه برای مدل اول

واژه نامه

1. sweep
2. wing rocking
3. primary vortex
4. secondary vortex
5. burst
6. seven hole probe (SHP)
7. laser-doppler velocimeter (LDV)

مراجع

1. John, H., and Kraus, V., "High Angle of Attack Characteristics of Different Fighter Configurations," AGARD-CP-247, 1978.
2. Skow, A., M., "An Analysis of the Su-27 Flight Demonstration at the 1989 Paris Air Show," SAE Technical Paper Series, paper No. 901001, April 1990.
3. Soltani, M., R., "An Experimental Study of the Relationship Between Forces and Moments and Vortex Breakdown on a Pitching Delta Wing," PhD. Desertation, Univ. of Illinois at Urbana-Champaign, 1992.
4. Ruckmann, K., J., Orlik, "Effect of High Angle of Attack on Dynamic Stability Parameters," AGARD-CP-247, 1978.
5. Kegerman, J. T., and Roos, F. W., "The Flow Fields of Bursting Vortices Over Moderately Swept Delta Wings," MDRL 90-03, 1990.
6. Earnshaw, P. B., and Lawford, J. A., "Low-Speed Wind-Tunnel Experiments on a Series of Sharp-Edged Delta Wings," ARC R&M No. 3424, 1964.
7. سلطانی، م.، و داوری، ع.، "بررسی تجربی فرایند تشکیل گردابه‌ها و اثرات زاویه حمله روی آنها در بالهای مثلثی، *هفتمین کنفرانس سالانه انجمن مهندسین مکانیک ایران*، دانشگاه سیستان و بلوچستان، ص‌ص. ٤٦٩ تا ٤٧٧، فروردین ۱۳۷۸.

[DOR: 20.1001.1.2251600.1380.20.2.13.0]