

بررسی تجربی گردابه‌های به وجود آمده روی بال‌های مثلثی

محمد رضاسلطانی (استاد یار)

علیرضا دآوری (دانشجوی دکترا)

دانشکده‌ی هوافضا

دانشگاه صنعتی شریف

به منظور بررسی تجربی تشکیل گردابه‌ها، و تعیین اثرات زاویه‌ی حمله، عدد رینولدز و موقعیت طولی روی ساختار، قدرت و موقعیت این گردابه‌ها، آزمایش‌های متعددی در یک تونل باد زیر صوت در دانشگاه صنعتی شریف انجام گرفت. این آزمایش‌ها در دو عدد رینولدز $10^5 \times 1/5$ و $10^5 \times 2/5$ انجام شده‌اند. مقایسه‌ی نتایج تجربی موجود با نتایج حاصل از آشکارسازی جریان روی این بال‌ها نشان می‌دهد که نتایج به دست آمده از دقت قابل قبولی برخوردارند. عدد رینولدز در بال‌های مثلثی، تأثیر چندانی روی ساختار گردابه‌ها ندارد، بلکه زاویه‌ی حمله‌ی بال بیشترین تأثیر را بر ساختار گردابه‌ها می‌گذارد. طبق بررسی‌های به عمل آمده، گردابه‌ی به وجود آمده روی بال در زاویه‌ی حمله‌ی حدود 32° منفجر می‌شود و در نتیجه نیروی برآ کاهش می‌یابد.

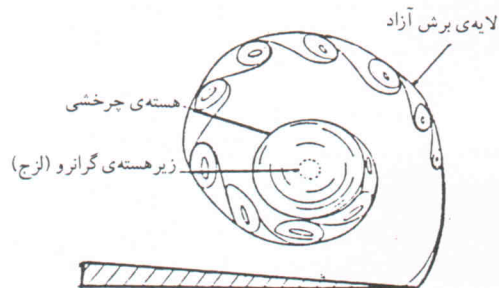
مقدمه

در این زمینه شده است. هدف از آزمایش‌های کنونی، تعیین ساختار گردابه‌های به وجود آمده روی بال مثلثی، و بررسی اثر عوامل مختلف - نظیر زاویه‌ی حمله و عدد رینولدز - روی ساختار، موقعیت و قدرت گردابه‌هاست.

امروزه اکثر هواپیماهایی که در سرعت‌های بالا پرواز می‌کنند - بویژه هواپیماهای شکاری - به منظور افزایش کارایی و قابلیت انجام مانورهای مختلف در سرعت‌های زیر صوت، به بال‌هایی با زاویه‌ی پس‌گرای نسبتاً زیاد و ضریب منطری پایین مجهزند. این هواپیماها قابلیت‌های متعددی دارند، از جمله کروژها در سرعت‌های مافوق صوت و مادون صوت با حداقل مصرف سوخت پرواز می‌کنند، شتاب آنها به ناگهان تغییر می‌کند و نیز دارای قابلیت مانور در زوایای حمله‌ی بالاتر از واماندگی هستند.

ساختار گردابه‌های به وجود آمده روی بال مثلثی جریان هوا روی بال‌های مثلثی در زوایای حمله‌ی بالاتر از حدود 15° ، اختلاف فاحشی با جریان روی بال‌های معمولی در همین زاویه‌ی حمله دارد. در بال‌های معمولی، پدیده‌ی واماندگی در حدود زاویه‌ی حمله‌ی 20° اتفاق می‌افتد. این نوع بال‌ها برای هواپیماهای شکاری که باید قابلیت مانور در زاویه‌ی حمله‌ی بالا را داشته باشند مناسب نیست. ولی در بال‌های مثلثی قسمت اعظم جریان روی بال شامل دو گردابه است و قدرت این گردابه‌ها با افزایش زاویه‌ی حمله زیاد می‌شود. بنابراین زاویه‌ی حمله‌ی بال‌های مثلثی را می‌توان متناسب با زاویه‌ی پس‌گرای آن - تا حدود 35° یا بالاتر - افزایش داد، بدون آنکه بال دچار واماندگی شود. شکل ۱ گردابه‌ها را به همراه

بررسی‌های نظری و تجربی متخصصان و طراحان هواپیماهای پیشرفته^[۱] حاکی از این است که استفاده از بال یا کانارد^۱ مثلثی مهم‌ترین عامل دستیابی به قابلیت مانور بالاتر و کارایی بهتر در این نوع هواپیماهاست. هواپیمای روسی سوخو-۲۷ با استفاده از بال و کانارد مثلثی در نمایشگاه هوایی فرانسه در سال ۱۹۸۹ برای اولین بار موفق به انجام مانور کبرا^۲ در حین پرواز شد. در این مانور زاویه‌ی حمله‌ی هواپیما در حین پرواز افقی، ناگهان تا حدود 120° افزایش می‌یابد و مجدداً به حالت افقی برمی‌گردد. قدرت مانور این هواپیما را با هواپیمای F-۱۶ آمریکا مقایسه کرده‌اند.^[۲]



امروزه توسعه‌ی روش‌های نیمه تجربی به منظور پیش‌بینی نیرو و گشتاور وارد بر بال‌های مثلثی، بیشترین مورد تحقیق و مطالعه‌ی انجام شده روی بال‌های مثلثی است. اطلاعات چندانی در مورد ساختار گردابه‌ها از قبیل توزیع سرعت، فشار و تغییرات آنها در اثر تغییر زاویه‌ی حمله، در دسترس نیست. به منظور ایجاد چنین بانک اطلاعاتی، برای اولین بار در کشور اقدام به انجام آزمایش‌های متعدد

افزایش زاویه‌ی حمله، نیروی برآ زیادتر می‌شود ولی نرخ تغییرات آن کم می‌شود.

برای بال‌های مثلثی با زاویه‌ی پسگرایی 70° ، نقطه‌ی انفجار گردابه‌ها به لبه‌ی فرار می‌رسد، ولی واماندگی بال در زاویه‌ی حدود 35° اتفاق می‌افتد.^[۳] در بال‌های مثلثی با زاویه‌ی پسگرایی کمتر از 76° و در زاویه‌ی جانبی صفر درجه، انفجار گردابه‌ها متقارن است ولی موقعیت نقطه‌ی انفجار ثابت نیست و به‌طور متناوب روی بال به جلو و عقب می‌رود. برای بال‌های با زاویه‌ی پسگرایی بیشتر از 76° انفجار گردابه‌ها متقارن نیست. به‌دلیل عدم تقارن توزیع فشار در دو طرف بال، در این حالت هواپیما دچار نوساناتی حول محور طولی خواهد شد. در صورتی که خلبان به موقع عکس‌العمل نشان ندهد، این نوسانات تشدید شده و در نهایت سبب سقوط هواپیما می‌شوند. البته هنگامی که زاویه‌ی جانبی صفر نباشد، انفجار نامتقارن گردابه‌ها سبب ایجاد گشتاور چرخشی می‌شود که خلبان می‌تواند با استفاده‌ی به موقع از این گشتاور، مانور و چرخش سریع انجام دهد.

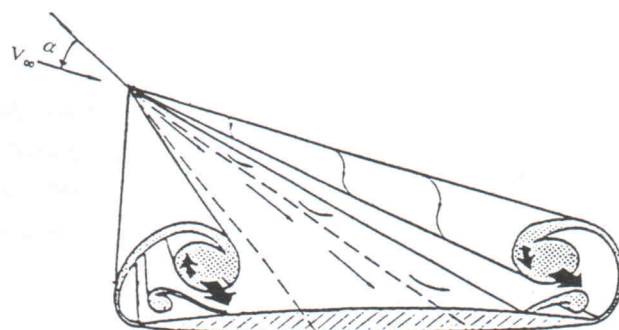
لازم به ذکر است که سازوکار ایجاد گردابه‌ی نامتقارن روی بال مثلثی با سازوکار ایجاد آن روی بدنه در زوایای حمله‌ی بالا، کاملاً متفاوت است. عامل پدیده‌ی اول هنوز به‌طور کامل مشخص نیست و حتی در شرایط خاص، در زوایای حمله‌ی پایین نیز اتفاق می‌افتد؛ ولی عامل پدیده‌ی دوم اثرات دماغه و جدایش جریان در جهت پشت به جریان^۴ است و فقط در زوایای حمله‌ی بالا رخ می‌دهد.^[۴]

با وجود تحقیقات فراوان در زمینه‌ی پدیده‌ی انفجار متقارن و نامتقارن گردابه‌ها روی بال‌های مثلثی، هنوز دلیل قانع‌کننده‌ی برای این پدیده ارائه نشده است.^[۵] تحقیقات انجام‌شده در این زمینه غالباً به‌منظور تعیین نیروها و گشتاور این بال‌ها در زوایای حمله‌ی مختلف، و همچنین توسعه‌ی روش‌های نیمه‌تجربی برای پیش‌بینی این نیروها و کنترل پدیده‌ی حرکت نوسانی بال است.

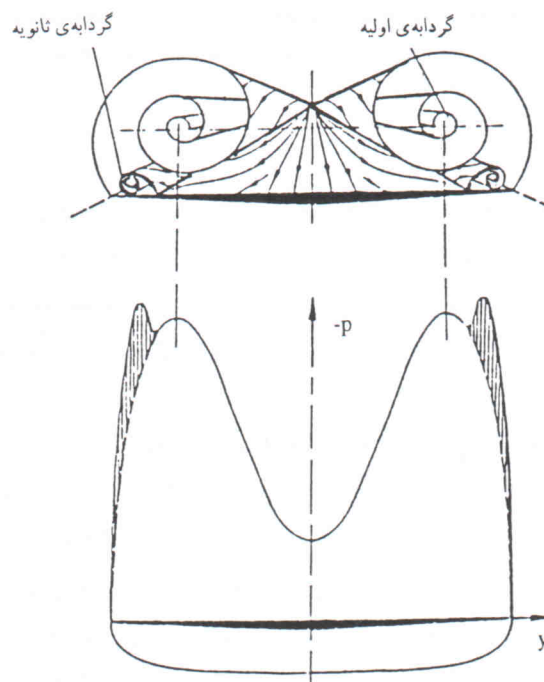
مشخصات مدل و تجهیزات تونل باد

تونل باد زیر صوت دانشکده‌ی مکانیک دانشگاه صنعتی شریف، که آزمایش‌ها در آن انجام گرفته است، از نوع دمنده و با سطح مقطع 45×45 سانتی‌متر است. به‌منظور افزایش سرعت و یکنواختی جریان در مقطع کار، برای این تونل چند افشانه^۵ (بخش‌کننده) طراحی و ساخته شده که با نصب آنها، بیشترین سرعت قابل دسترسی در تونل از ۳۵ متر به ۴۵ متر در ثانیه افزایش یافته است.

برای اندازه‌گیری فشار سکون و تعیین پروفیل گردابه‌ی روی بال از یک لوله‌ی پیتوت به قطر 0.9 میلی‌متر استفاده شده و به این ترتیب، توزیع سرعت در جهت محوری (موازی سطح بال) اندازه‌گیری شده



شکل ۲. گردابه‌های اصلی و ثانویه روی بال



شکل ۳. اثر گردابه‌های اصلی و ثانویه روی توزیع فشار سطح بال

تقسیم‌بندی نواحی مختلف داخل آن نشان می‌دهد.

با افزایش زاویه‌ی حمله، گردابه‌های اولیه از بال جدا شده و ناحیه‌ی کم‌فشار نزدیک سطح بال به وجود می‌آورد که در نهایت سبب به وجود آمدن گردابه‌های ثانویه می‌شود. در شرایط خاص، گردابه‌های ثانویه نیز از سطح بال جدا شده، گردابه‌های دیگری را در ناحیه‌ی نزدیک سطح بال به وجود می‌آورد که در نتیجه‌ی آن، نیروی برآ تغییر می‌کند (شکل‌های ۲ و ۳). با بیشتر شدن زاویه‌ی حمله تغییراتی ناگهانی در ساختار گردابه‌ها صورت می‌گیرد که اصطلاحاً به آن «انفجار^۲» می‌گویند.

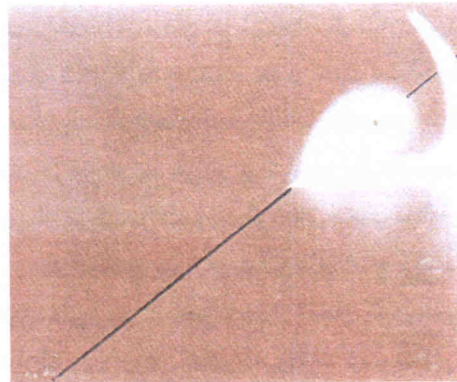
انفجار گردابه‌ها سبب از بین رفتن ناگهانی بخش عمده‌ی نیروی برآ، و در نتیجه بروز محدودیت در قدرت مانور هواپیما می‌شود. البته باید توجه داشت که بلافاصله بعد از انفجار گردابه‌ها، با

قسمت خارجی آن به شدت کاهش می‌یابد و در نتیجه‌ی افزایش فشار در آن ناحیه، از نیروی برآی بال کاسته می‌شود.

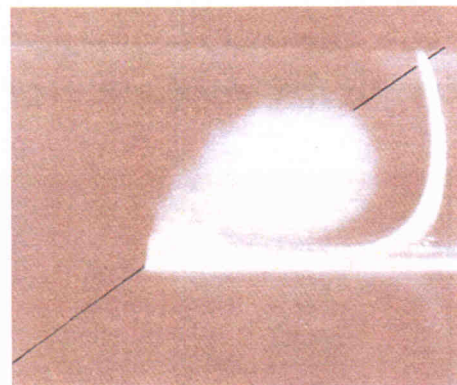
شکل ۶- الف گردابه‌های حاصل از آزمایش‌های کنونی در مقاطع $X/C=1$ ، $X/C=0.75$ ، $X/C=0.5$ ، $X/C=0.25$ و در زاویه‌ی حمله‌ی 30° را نشان می‌دهد. به نظر می‌رسد که بخش مشاهده شده در ناحیه‌ی اطراف هسته، به دلیل محدودیت دقت حسگر در این ناحیه و نیز شکل متفاوت لبه‌ی حمله در مدل مورد استفاده بوده است.

نتایج حاصل از آزمایش‌های کنونی (شکل ۶- الف) با نتایج حاصل از آزمایش‌های انجام شده به کمک لوله‌ی پیتوت هفت سوراخه^۷ و لیزر^۸، که در منابع خارجی انجام گرفته^[۶] (شکل ۶- ب)، مقایسه شده است. اگرچه این آزمایش‌ها به وسیله‌ی تجهیزات پیشرفته و دقیق انجام گرفته، ولی مشاهده می‌شود که نتایج حاصل از این دو آزمایش تفاوت چندانی ندارد. همچنین این شکل نشان می‌دهد که با نزدیک شدن به نوک بال (لبه‌ی حمله) قطر گردابه کم می‌شود ولی انفجار فقط در نزدیکی لبه‌ی فرار رخ می‌دهد.

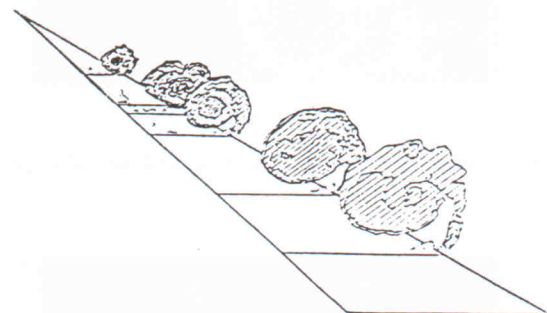
در شکل ۷ اثرات عدد رینولدز بر شکل گردابه‌ها در زاویه‌ی حمله‌ی 30° و در موقعیت $X/C=0.75$ نشان داده شده است. مطابق این شکل، عدد رینولدز اثر چندانی روی شکل گردابه ندارد. لازم به یادآوری است که آزمایش‌های کنونی در دو عدد رینولدز 1.5×10^5 و 2.5×10^5 انجام گرفته‌اند. به دلیل محدودیت در سرعت تونل، انجام این آزمایش‌ها در بازه‌ی وسیع‌تری از اعداد رینولدز میسر نبوده است، ولی نتایج توزیع فشار در امتداد وتر بال که در اعداد رینولدز 1.5×10^4 تا 1.5×10^5 انجام شده^[۶] نشان می‌دهد که عدد



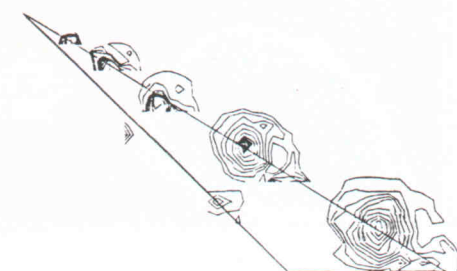
شکل ۵- ج. آشکارسازی گردابه قبل از انفجار [۵]



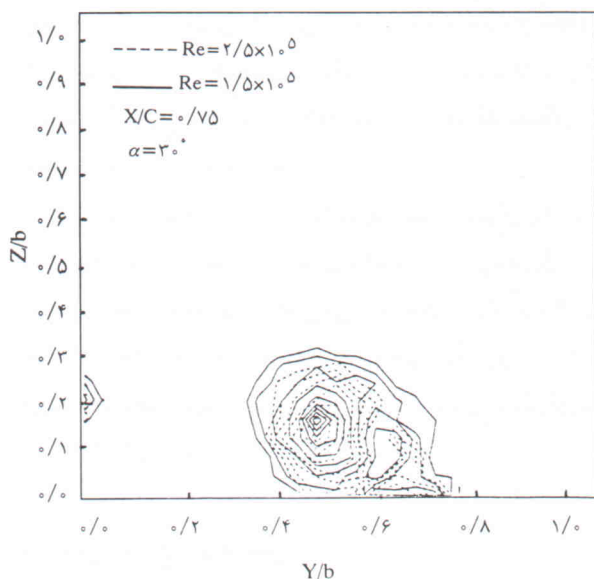
شکل ۵- د. آشکارسازی گردابه بعد از انفجار [۵]



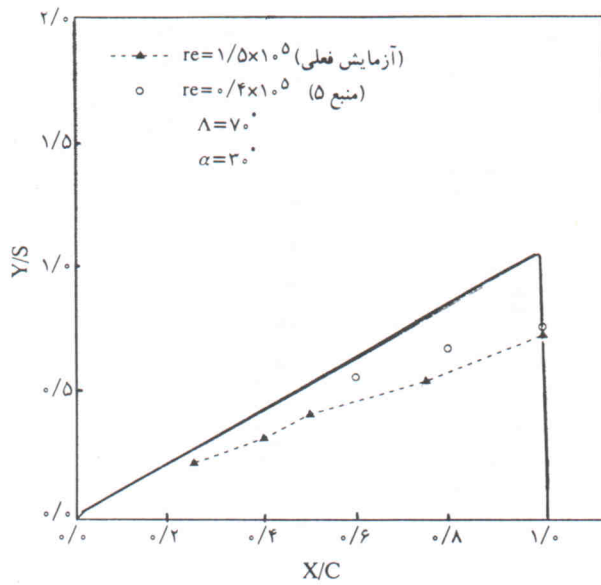
شکل ۶- الف. توزیع گردابه‌ها در طول وتر [۵]



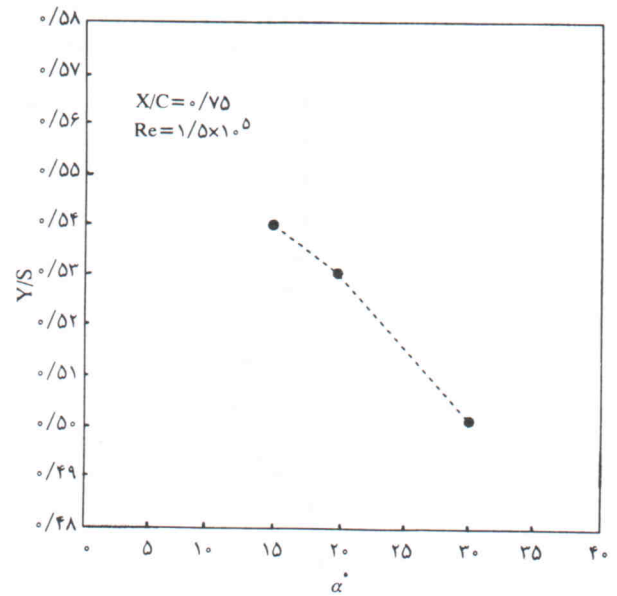
شکل ۶- ب. توزیع گردابه‌های حاصل از آزمایش کنونی در طول وتر



شکل ۷. اثر عدد رینولدز روی شکل گردابه



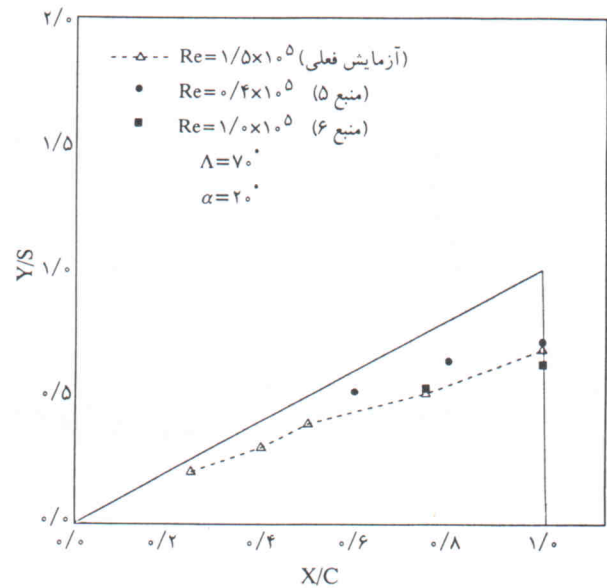
شکل ۱۰. موقعیت مرکز گردابه روی بال در زاویه حمل ۳۰°



شکل ۸. تغییرات موقعیت عرضی مرکز گردابه با زاویه حمل

پلند می‌شود و یک ناحیه‌ی کم فشار زیر آن به وجود می‌آید که سبب تشکیل گردابه‌ی ثانویه می‌شود.

در شکل‌های ۹ و ۱۰ تغییرات موقعیت طولی و عرضی هسته‌ی گردابه‌ی روی بال در زوایای حمله‌ی ۲۰° و ۳۰° در امتداد وتر نشان داده شده است. در یک زاویه‌ی حمله‌ی ثابت با افزایش موقعیت طولی (X/C) قطر گردابه بیشتر می‌شود و هسته‌ی گردابه به سمت لبه‌ی خارجی بال حرکت می‌کند. این پدیده در شکل ۶-الف نمایش داده شده است. به نظر می‌رسد اختلاف بین نتایج به دلیل استفاده از مدل بال کامل به جای مدل بال نیمه‌مثلی به کار رفته در آزمایش‌های کنونی، اثر لوله‌ی پیتوت بر گردابه‌ها، وضعیت جریان در تنول‌های بناد مورد استفاده و نیز محدوده‌ی دقت و نوع حسگرهاست.



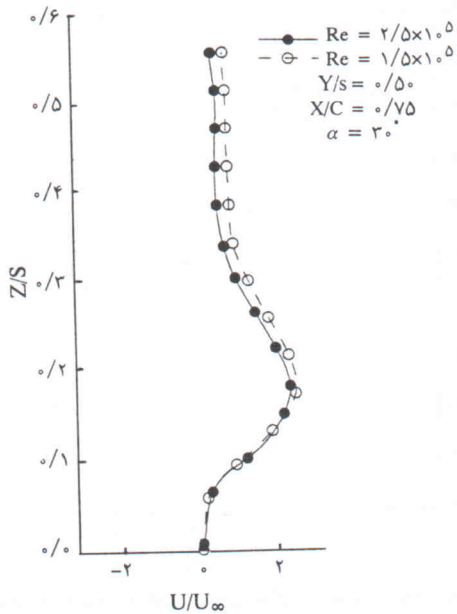
شکل ۹. موقعیت مرکز گردابه روی بال در زاویه حمل ۲۰°

شکل ۱۱ تغییرات سرعت در امتداد محور عمودی بال (محور Z)، در دو موقعیت $X/C=0/75$ و $X/C=1$ و در زاویه‌ی حمله‌ی ۳۰° را نشان می‌دهند. در این شکل‌ها ناحیه‌ی از جریان روی بال که تحت تأثیر گردابه قرار گرفته است، کاملاً مشخص شده است. مطابق شکل ۱۱-الف جریان روی بال تا ارتفاع $Z/b=0/45$ تحت تأثیر گردابه قرار دارد. موقعیت عرضی هسته‌ی گردابه (Y/b) نیز برای حالت‌های $X/C=0/75$ و $X/C=1$ به ترتیب برابر ۰/۲۵ و ۰/۶۷ خواهد بود.

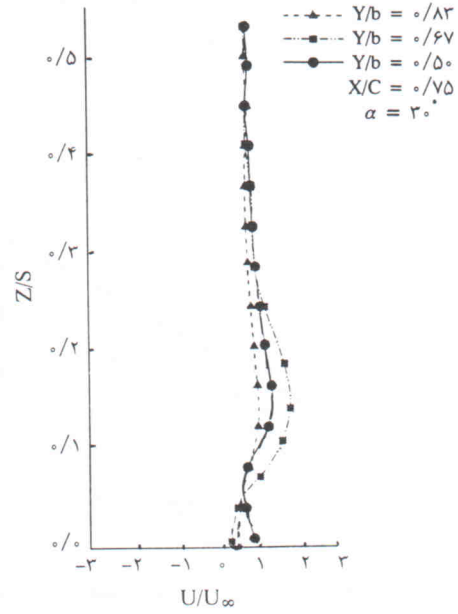
اثر عدد رینولدز روی پروفیل سرعت هسته‌ی گردابه در زاویه‌ی حمله‌ی ۳۰° و $X/C=0/75$ در شکل ۱۲ نشان داده شده است.

رینولدز اثر قابل ملاحظه‌ی روی توزیع فشار و در نتیجه ضریب برآ ندارد. بنابراین، اطلاعات به دست آمده با دقت نسبتاً خوبی در اعداد رینولدز پایین هم قابل استفاده‌اند.

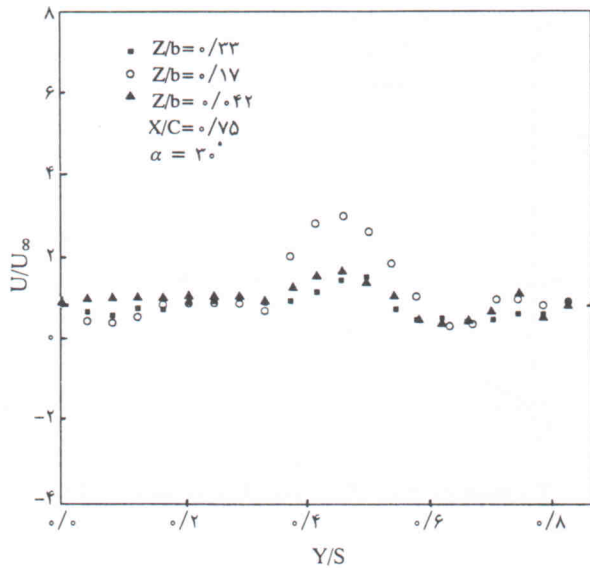
در شکل ۸ تغییرات موقعیت عرضی مرکز گردابه با زاویه‌ی حمله در موقعیت $X/C=0/75$ و عدد رینولدز $1/5 \times 10^5$ نشان داده شده است. با افزایش زاویه‌ی حمله، گردابه سطح بیشتری از بال را می‌پوشاند. در نتیجه هسته‌ی گردابه به سمت نیمه‌ی عرض بال حرکت می‌کند. این حرکت باعث تغییرات توزیع فشار و در نتیجه افزایش نیروی برآ می‌شود. همچنین با افزایش زاویه‌ی حمله، گردابه از سطح



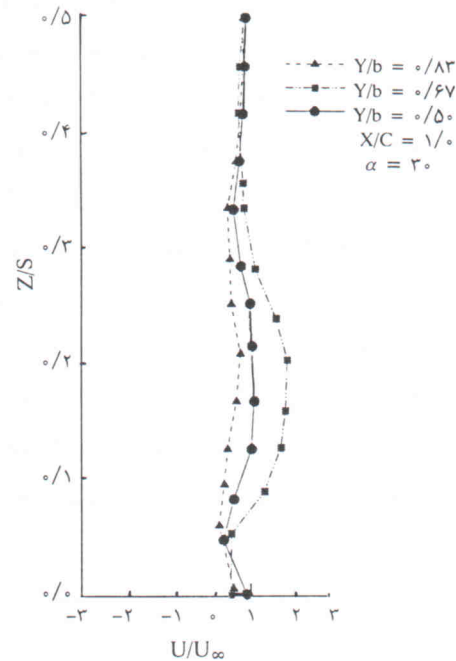
شکل ۱۲. اثر عدد رینولدز روی پروفیل سرعت



شکل ۱۱-الف. پروفیل سرعت در سه مقطع عرضی در 0.75 وتر



شکل ۱۳-الف. توزیع سرعت در عرض بال در 0.75 وتر

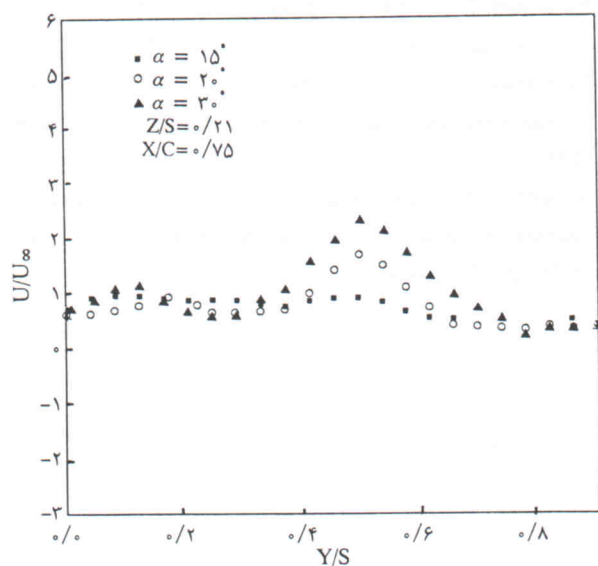


شکل ۱۱-ب. پروفیل سرعت در سه مقطع عرضی در لبه‌ی فرار

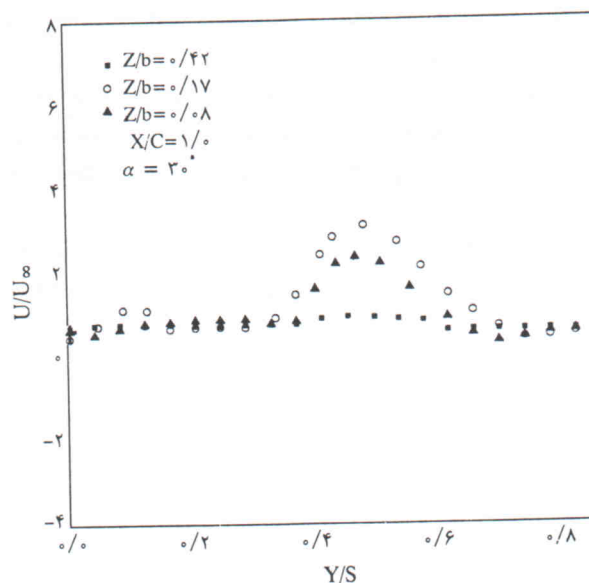
نیز این نتیجه را تأیید می‌کند.

در شکل ۱۳-الف تغییرات سرعت در امتداد عرضی^۹ بال به ترتیب برای مقاطع $X/C=1$ و $X/C=0.75$ در زاویه‌ی حمله 30° و در سه موقعیت عمودی مختلف نشان داده شده است. مطابق شکل ۱۳-ب، در ارتفاع $Z/b=0.42$ از سطح بال، سرعت در امتداد عرضی یکنواخت است، اما در $Z/b=0.17$ و $Z/b=0.45$ سرعت برای هر دو حالت به حداکثر خود رسیده است، که بیانگر وجود هسته‌ی گردابه

پروفیل سرعت برای دو عدد رینولدز مورد آزمایش در محدوده‌ی که گردابه در آن قرار دارد، تغییر چندانی نمی‌کند. نتایج تحقیقات متعدد نشان می‌دهد که عدد رینولدز تأثیر زیادی روی توزیع فشار و نیروی برای بال‌های مثلثی ندارد [۶ و ۷] و از آنجا که قسمت اعظم نیروی برآ توسط گردابه‌ها به وجود می‌آید، می‌توان نتیجه گرفت که عدد رینولدز تأثیر چندانی روی ساختار گردابه‌ها ندارد. شکل ۱۲



شکل ۱۴. اثر زاویه‌ی حمله روی توزیع سرعت در عرض بال



شکل ۱۳ - ب. توزیع سرعت در عرض بال در لبه‌ی فرار

مشابه و در شرایط یکسان از دقت نسبتاً خوبی برخوردارند. بررسی تجربه‌ی کنونی نشان می‌دهد که در میان پارامترهای مختلف مورد آزمایش، زاویه‌ی حمله بیشترین اثر را روی میدان سرعت و قدرت گردابه‌ها دارد. محدوده‌ی افزایش زاویه‌ی حمله بستگی به زاویه پس‌گرای بال داشته و اگر از مقدار معینی بیشتر شود، گردابه‌های به وجود آمده منفجر شده و اثر زاویه‌ی حمله معکوس می‌شود.

فهرست علائم

Λ : زاویه‌ی پس‌گرا (deg)

α : زاویه‌ی حمله‌ی بال (deg)

b: طول دهانه‌ی بال (cm)

C: وتر بال در ریشه (Cm)

$Re = \rho U \infty c / \mu$: عدد رینولدز جریان

U: مؤلفه‌ی محوری سرعت جریان روی بال (m/sec)

در این وضعیت است.

اثرات زاویه‌ی حمله روی توزیع سرعت در هر دو موقعیت اثرات زاویه‌ی حمله $Z/b = 0.21$ و $X/C = 0.75$ در شکل ۱۴ نشان داده شده است. با افزایش زاویه‌ی حمله گردابه‌ها قوی‌تر می‌شوند و در نتیجه سرعت گردابه در مرکز آن بیشتر خواهد شد. شکل ۱۴ نشان می‌دهد که افزایش سرعت برای هر سه زاویه تقریباً در $Y/b = 0.45$ اتفاق می‌افتد و در زاویه‌ی حمله‌ی 30° این افزایش بیشتر از بقیه‌ی زوایاست.

نتیجه‌گیری

به منظور ایجاد بانک اطلاعاتی درباره‌ی تشکیل گردابه‌ها و اثرات زاویه‌ی حمله و عدد رینولدز روی ساختار آنها، آزمایش‌های متعددی در یک تونل باد زیر صوت انجام گرفته است. نتایج اولیه‌ی حاصل از این آزمایش‌ها در مقایسه با نتایج تجربی موجود روی بال

پانوشته‌ها

1. canard: بالک افقی، که برای افزایش قابلیت هوایما جلوی بال اصلی نصب می‌شود.
2. Cobra maneuvering
3. bursting
4. Leaside
5. diffuser
6. Differential Transducer

7. Seven Hole Probe

8. LDV

9. Spanwise

منابع

1. John, H., and Kraus, V. "High angle of attack characteristics of different fighter configuration", *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*, No. 901001 (April 1990).
3. Soltani, M.R. "An experimental study of the relationship between forces and moments and vortex breakdown on pitching delta wing", *PhD. Desertation*, Univ.of Illinois at Urbana-Champaign (1992).
4. Malcolm, G.,N. et al, "Development of non conventional control methods for high angle of attack using vortex manipulation", *AGARD-CP-465*, pp. 11-17 (1989).
5. Ruckmann, K. and Orlik, J. "Effect of high angle of attack on dynamic stability parameters", *AGARD-CP-247* (1978).
6. Kegerman, J.T. and Roos, F.W. "The flow fields of bursting vortices over moderately swept delta wings", *MDRL 90-03* (1990).
7. 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).