

بررسی میدان سرعت حول یک ترکیب بال - کانارد با استفاده از روش‌های تجربی و شبکه‌ی عصبی

محمدرضا سلطانی (استاد)

احمد شرفی (کارشناس ارشد)

مجتبی دهقان‌منشادی (دانشجوی دکتری)

دانشکده‌ی هندی، هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف

در این تحقیق به منظور بررسی اثرات کانارد بر توزیع سرعت بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر، آزمایشات مختلفی در تونل باد زیر صوت انجام شده است. بال و کانارد هر دو مثالی شکل‌اند و دارای لبه‌های حمله‌ی تیز هستند. آزمایش‌ها در دو زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۵ و ۲۰ درجه و زوایای حمله‌ی کانارد ۱۰-، صفر و ۱۰ درجه انجام شده‌اند. در کلیه‌ی آزمایش‌ها کانارد در امتداد محور بال قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد که در تمام زوایای حمله‌ی مدل و کانارد، فروزش کانارد از روی بال عبور می‌کند و در اثر تداخل با گردابه‌ی بال، فشار روی سطح بالایی بال کاهش می‌یابد؛ در نتیجه برآ افزایش یافته و احتمالاً پایداری جریان روی بال بیشتر می‌شود. این پدیده‌ها باعث به تعویق افتادن واماندگی بال، و در نتیجه افزایش کارایی هواپیمای مورد نظر می‌شود. همچنین به منظور پیش‌بینی اثرات کانارد بر توزیع سرعت روی سطح بال در زوایای حمله‌ی گوناگون، از یک شبکه عصبی استفاده شده است. ورودی‌های شبکه‌ی عصبی داده‌های تجربی آزمایش‌های یاد شده هستند. نتایج اخذ شده از شبکه‌ی عصبی وجود دو گردابه‌ی بال و کانارد را در مقاطع مختلف سطح بال نشان می‌دهند. با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی کانارد گردابه‌ی ناشی از آن قوی‌تر می‌شود و سطح بیشتری از دهانه‌ی بال را می‌پوشاند. در نتیجه فشار روی سطح بال بیشتر کاهش می‌یابد و سبب افزایش سرعت و افزایش برآی آن می‌شود.

واژگان کلیدی: کانارد - بال مثلی، آزمایش تونل باد، شبکه‌ی عصبی، توزیع سرعت، مانورپذیری، پراب فشار هفت‌سوراخه.

msoltani@sharif.edu
a_sharafi@alum.sharif.edu
manshadi@ae.sharif.ir

مقدمه

مطالعات وسیعی که برای به دست آوردن مجموعه‌ی استانداردها یا پارامترهای عملکرد جنگنده‌های امروزی (در مقایسه با سایر جنگنده‌ها) انجام شده و همچنان ادامه دارد. این دسته‌ی جدید از استانداردها با انجام یک تغییر در وضعیت یا مانور در حداقل زمان، و یا ثابت نگه داشتن شرایط پروازی برای یک زمان معین تشخیص داده می‌شوند. با ظهور جنگنده‌هایی با قدرت مانورپذیری بالا، اثر متقابل مطلوب بین یک ترکیب بال - کانارد پشت سر هم با زاویه‌ی پس‌گرایی بسیار زیاد یا به صورت مثلی، برای افزایش برآ مجدداً مورد توجه قرار گرفت.^[۱] با قرار دادن سطح تولیدکننده‌ی گردابه در جلوی یک بال برآزا مزایای آنرودینامیکی افزایش قابل توجهی می‌یابند. کانارد یکی از متداول‌ترین اشکال تولیدکننده‌ی گردابه، است که به‌طور فزاینده‌ی در طراحی جنگنده‌های تاکتیکی امروزی (نظیر XFV-۱۲A، لای، ساب و بگن، گرین و یوروفایتر) استفاده شده است.

مهم‌ترین امتیاز اشکال کانارد در مقایسه با دیگر ترکیبات، قابلیت افزایش برآ (مخصوصاً در زوایای حمله‌ی بالا) و همچنین توسعه‌ی منحنی برآ تا بعد از واماندگی است. این افزایش در مشخصه‌های آنرودینامیکی ناشی از تأخیر در جدایش نوع

امروزه برتری در نبردهای هوایی به انجام سریع مانورهای کوتاه‌مدت در زوایای حمله‌ی بالا در محدوده‌ی پرواز بعد از واماندگی بستگی دارد. پیدایش موشک‌های با قدرت مانور بالا به افزایش قابلیت محو سریع درگیری‌های هوایی منجر شده است. در حالت پدافندی، یک جنگنده برای رهایی از رهگیری توسط دشمن باید سرعت و نرخ چرخش بسیار بالایی داشته باشد. در حالت آفندی نیز یک جنگنده باید از قابلیت هدفگیری و شلیک سریع برخوردار باشد و بتواند نرخ چرخش خود را در بالای محدوده‌ی دشمن حفظ کند.^[۱] طولانی‌شدن مقدار چرخش، زمان بیشتری برای تدارک حمله در اختیار دشمن قرار می‌دهد. در آینده، جنگنده‌ها در درگیری‌های هوایی برای افزایش توان مقاومت و همچنین هدفگیری سریع روی دشمن باید از قدرت مانورپذیری بالایی برخوردار باشند. جنگنده‌ها برای ادامه‌ی هدفگیری روی دشمن یا انجام مانور طولانی در یک بازه‌ی زمانی، و نیز برای به دست آوردن سریع مجدد سرعت مانور در تعقیب دشمن، باید مانورپذیری بالایی داشته باشند. قابلیت فوق مانورپذیری به‌عنوان یک موضوع رو به رشد، مورد توجه مطبوعات و جامعه‌ی حرفه‌ی هوافضا قرار گرفته است.

حبابی گردابه از سطح بال است که باعث کاهش پسا و بهبود کارایی سطوح کنترلی در قسمت عقب می‌شود.

یکی از معایب مهم اشکال کانارد وجود گردابه‌های آزادی است که کاملاً به سطح ترکیب بال - کانارد نزدیک اند. این گردابه‌ها ممکن است به علت عدم تقارن در حرکت جانبی مشکلاتی در شکل‌گیری گردابه ایجاد کنند. یکی دیگر از معایب کانارد از هم پاشیدگی گردابه در زوایای حمله‌ی بالا است که باعث ایجاد محدودیت عملیاتی در چنین ترکیباتی می‌شود. با این وجود کانارد در تعداد زیادی از جنگنده‌های امروزی برای کنترل مانور و بهبود عملکرد آئرودینامیکی کاربرد دارد.^[۱] کانارد علاوه بر کنترل پیش‌مشت، باعث افزایش بیشینه‌ی برآ و کاهش پسای تریم می‌شود.^[۲] ترکیبات دارای کانارد نسبت به ترکیباتی که دارای سطوح کنترل در قسمت عقب هستند، ذاتاً پایداری و مشخصه‌های تریم متفاوتی دارند. با این وجود، در کنار سیستم‌های کنترلی خودکار امروزی، پایداری استاتیکی کم یا منفی اشکال کانارد ممکن است به چالاک‌ی و مانورپذیری جنگنده منتهی شود. یک جنگنده از کاناردها به عنوان سطوح کنترل اولیه‌ی پیش‌بهره می‌گیرد، که معمولاً انجام این کار نیازمند تغییر زیاد زاویه‌ی حمله‌ی کانارد است.^[۳] برای مثال جنگنده‌ی X-۳۱ دارای یک کانارد با فاصله‌ی زیاد از بال، و تغییر زاویه‌ی کانارد بین ۷۰- تا ۲۰ درجه برای پیش‌و بازایی کنترل است. برای ترکیبات بال - کانارد متوالی، تغییر زاویه‌ی کانارد تأثیر زیادی در برهم‌کنش آئرودینامیکی بال - کانارد و در نتیجه در عملکرد آئرودینامیکی جنگنده دارد. X-۲۹، ساب ویگن و گرپین سه نمونه از این ترکیبات کاملاً یک پارچه‌اند. X-۲۹ دارای یک بال با زاویه‌ی پس‌گرایی رو به جلو^۱ و یک کانارد متحرک است که به عنوان سطح کنترل اولیه‌ی پیش‌بهره‌ی خوبی دیگر اجزای سیستم کنترلی کار می‌کند. ساب ویگن برای عملکرد آئرودینامیکی بالا دارای یک کانارد ثابت است، در حالی که گرپین دارای کانارد متحرکی است که از آن برای رسیدن به بیشترین مقدار برآ در حین انجام یک مانور، بیشترین نسبت برآ به پسا در کروز، و حتی گشتاور پیش‌بهره‌ی دماغه‌ی پایین در طول نشستن در باندهای کوچک استفاده می‌کند. در زوایای حمله‌ی متوسط برای کاناردها با بال‌های با لبه‌ی حمله‌ی تیز، جریان در لبه‌ی حمله به واسطه‌ی گردابان فشار مخالف از روی سطح جدا می‌شود، و در نتیجه یک صفحه‌ی گردابه‌ی آزاد شکل می‌گیرد که حول سطوح بالایی بال یا کانارد به سمت بالا می‌چرخد. اگر گردابه به اندازه‌ی کافی قوی باشد، و نیز با توجه به وجود لزجت، جدایش ثانویه اتفاق می‌افتد. ساختار جریان در ترکیبات بال - کانارد مثلی با زوایای پس‌گرایی بالا ناشی از داخل فرورزش ناشی از کانارد با گردابه‌ی بال اصلی است. قسمت داخلی میدان جریان بال معمولاً تحت تأثیر فرورزش ناشی از کانارد قرار دارد و قسمت خارجی این میدان جریان متأثر از تغییر ثانویه در شکل‌گیری گردابه‌ی لبه‌ی حمله و تداخل گردابه‌های بال و کانارد است.^[۴] ترکیبات کانارد بعد از پرواز برادران رایت در سال ۱۹۰۳ شناخته شدند. اولین سری مطالعات تجربی در اواسط ۱۹۵۰ در ناسا انجام شده است.^[۴] این تحقیقات مربوط به ترکیبات بال و کانارد پشت سر هم است که فاصله‌ی آن‌ها از یکدیگر زیاد بود. طی تحقیقات به عمل آمده در مرکز تحقیقات ساب مشخص شد که ترکیبات بال - کانارد نزدیک هم با ضریب منطری پایین ($1 \leq AR \leq 3$) ذاتاً از مزایایی برخوردارند.^[۵] این تحقیقات نشان داد که با اضافه‌کردن یک کانارد مثلی به یک بال مثلی بیشترین مقدار ضریب برآ و زاویه‌ی حمله‌ی متناظر با آن به‌طور قابل توجهی افزایش می‌یابد. این مزیت بر اثر تداخل بین سیستم گردابه‌های ناشی از بال و کانارد نمایان می‌شود.^[۵] در تحقیقات یادشده، اثرات موقعیت کانارد و تغییر زاویه‌ی آن روی یک مدل هواپیما - شامل بدنه، بال باریک و کانارد نزدیک بال - بررسی شد. این نتایج در طراحی جنگنده‌ی ساب - ویگن به‌کار گرفته شد، و معنی شد که کانارد نقطه‌ی ریزش گردابه‌های بال را از نوک بال به یک نقطه‌ی پایین‌دست جریان

منتقل می‌کند. سری دوم تحقیقات در مرکز تحقیق و جست‌وجوی نیروی دریایی^۲ (NSRD) انجام شده است. سری سوم تحقیقات نیز در ناسا انجام شد. دو سری آخر مربوط به ترکیبات بال - کانارد نزدیک هم بودند. محققین مراکز تحقیقاتی ناسا و نیروی دریایی نتایج تحقیق قبلی را تأیید و جزئیات دیگری به آن اضافه کردند.^[۶] درحالی‌که کانارد نسبت به محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد بیشترین مزایا عاید می‌شود. در این شرایط ضریب برآ و زاویه‌ی حمله‌ی متناظر با آن نسبت به حالت بدون کانارد بیشتر است. تأثیر مثبت بال بر جریان روی کانارد آن است که زاویه‌ی مؤثر کانارد را افزایش می‌دهد و واماندگی آن را به تأخیر می‌اندازد.^[۶] اثرات موقعیت کانارد در مشخصه‌های آئرودینامیکی یک ترکیب بال - کانارد نزدیک به هم در سرعت پایین مورد مطالعه قرار گرفته است.^[۴]

بررسی‌های انجام شده بر روی ترکیب بال - بدنه - کانارد بوده است، که در آن کانارد و بال هر دو مثلی‌شکل ($AR = 2/31$) هستند. زاویه‌ی پس‌گرایی بال و کانارد ۶۰ درجه و مقاطع آن‌ها از ایرفویل‌های سهموی متقارن با لبه‌ی حمله‌ی تیز بوده است. اندازه‌گیری‌های برآ، پسا و گشتاور پیش‌بهره در محدوده‌ی زاویه‌ی حمله‌ی ۵- تا ۴۰ درجه صورت گرفته است. آشکارسازی جریان روی مدل توسط جریان روغن انجام شده است. همچنین اندازه‌گیری‌های میدان جریان در صفحات عمود بر جریان آزاد به‌وسیله‌ی یک پروب پنج‌سوراخه در مقاطع مختلف بررسی شده‌اند. کانارد در سه موقعیت بالا، وسط و پایین نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته، و در مکان‌های جلو، وسط و عقب بال به‌کار گرفته شده است. زاویه‌ی نصب کانارد از ۱۲- تا ۱۲ درجه با گام ۶ درجه بوده است. نتایج به‌دست آمده حاکی از آن است که برای زوایای حمله‌ی پایین کانارد اثر چندانی ندارد. فقط باعث ایجاد گشتاور پیش‌بهره مثبت می‌شود. توزیع فشار برای هر دو حالت تقریباً یکسان است. آن‌ها همچنین به‌کمک جریان دود توانستند مکان و مسیر گردابه‌های اولیه و خطوط جدایش ثانویه را نیز مشخص کنند.^[۴]

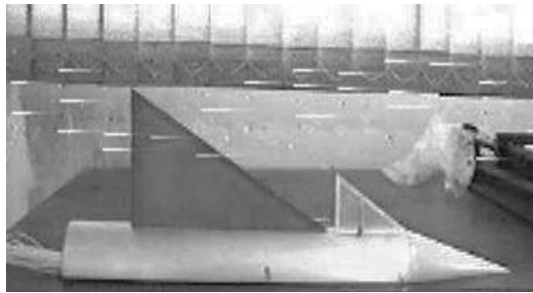
در بررسی مسیر گردابه‌ها و از هم‌پاشیدگی ترکیبات بال - کانارد^[۶] آزمایش‌های به‌عمل آمده شامل آشکارسازی جریان روی شکل‌های بال - کانارد نزدیک هم و بال بدون کانارد بوده است. همچنین اثرات زاویه‌ی پس‌گرایی کانارد و موقعیت طولی کانارد را روی گردابه‌های لبه‌ی حمله مورد بررسی قرار گرفته است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که کانارد گردابه‌ی لبه‌ی حمله بال را به بالا، و به داخل بال (در نزدیکی لبه‌ی فرار) منتقل می‌کند. با افزایش زاویه‌ی حمله این گردابه‌ها به سمت بالا جابه‌جا می‌شوند. زاویه‌ی حمله‌ی که در آن نقاط از هم‌پاشیدگی گردابه‌ی بال از روی لبه‌ی فرار در ترکیب بال - کانارد عبور می‌کند، نسبت به بال تنها ۸ تا ۱۰ درجه بزرگ‌تر است. با افزایش فاصله‌ی بین کانارد و بال، تداخل جریان بال - کانارد کاهش می‌یابد و جدایش جریان اتفاق می‌افتد. همچنین ضرایب نیروی عمودی مدل بال - کانارد با زاویه‌ی پس‌گرایی بالا در زاویه‌ی نصب بالا نیز کاهش می‌یابد. علت این امر آن است که احتمالاً گردابه‌های لبه‌ی حمله‌ی کانارد با زاویه‌ی پس‌گرایی بالا که در زاویه‌ی نصب بالایی قرار دارند در لبه‌ی فرار بال نزدیک به سطح بال‌اند.^[۶] محققین مشخصه‌های آئرودینامیکی پایا و ناپایای یک هواپیمای جنگنده‌ی دارای یک کانارد مثلی یا کانارد با زاویه‌ی پس‌گرا را بررسی کرده‌اند.^[۷] آن‌ها مشخصه‌های آئرودینامیکی پایا و ناپایا را برای یک مدل جنگنده که دارای یک کانارد مثلی با زاویه‌ی پس‌گرایی ۶۵ درجه است با همان مدل با کاناردی با زاویه‌ی پس‌گرایی ۴۴/۳ درجه بررسی کرده‌اند. نتایج بررسی این محققین نشان داد که برای مدل‌های با سطوح مشابه، کانارد مثلی دارای برای بیشتر و گشتاور پیش‌بهره قابل توجهی است. همچنین در تحقیق پیرامون اثر متقابل گردابه‌ی بال - کانارد در سرعت‌های مادون صوت تا مافوق صوت^[۸]، یک بال مثلی بریده‌ی ۶۵ درجه که لبه‌ی حمله‌اش تیز است در جریانی با ۱/۶،

مدل

کلیه‌ی آزمایش‌ها بر روی مدل یک جنگنده با قدرت مانور بالا - شامل ترکیب بال، بدنه، و کانارد - انجام شده است (شکل‌های ۱ و ۲). این مدل بدنه‌ی استوانه‌یی به قطر ۸۰ میلی‌متر دارد و نیز زاویه‌ی مخروط دماغه در نوک ۱۵ درجه است. روی بدنه و به فاصله‌ی ۲۰۴ میلی‌متری از نوک دماغه سوراخی به قطر ۵ میلی‌متر برای نصب کانارد، و همچنین شکافی به طول ۱۸۰ میلی‌متر و به فاصله‌ی ۲۹۰ میلی‌متر از نوک برای اتصال بال به بدنه ایجاد شده است. سوراخی نیز به قطر ۵ میلی‌متر برای اطمینان بیشتر از استحکام اتصال بال به بدنه و جلوگیری از نوسانات آن در انتهای بدنه به فاصله‌ی ۴۸۵ میلی‌متر از نوک در نظر گرفته شده است. مخروط دماغه به بدنه پیچ شده و قابل تعویض است. بدنه توسط لوله‌یی به دیواره‌ی عمودی تونل باد متصل می‌شود که در محلی به فاصله‌ی ۳۸۲ میلی‌متر از نوک بدنه به بدنه پیچ می‌شود. مدل حول این محور از ۱۰- تا ۲۲ درجه دوران می‌کند. بال این مدل تخت، و دارای زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله‌ی ۶۰ درجه و زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی فرار صفر درجه و ضریب منظری ۲/۱۳۳ است. ضخامت بال ۱۰ میلی‌متر، نصف دهانه‌ی بال ۱۲۰ میلی‌متر، و وتر ریشه‌ی آن ۲۴۰ میلی‌متر است. بال بدون پیچش است و زاویه‌ی نصب آن به بدنه نسبت به محور بدنه صفر است. نوع ترکیب بال بدنه از دسته‌ی بال وسط است.

کانارد

در انجام آزمایشات از یک کانارد مثلی با نسبت منظری ۲/۸۱ و زاویه‌ی پس‌گرایی ۶۰ درجه استفاده شده است. این کانارد به صورت صفحه‌یی تخت با ضخامت ۵ میلی‌متر است. کانارد حول نقطه‌ی اتصال به بدنه از ۱۶- تا ۱۶ درجه دوران می‌کند. فاصله‌ی محل نصب کانارد روی بدنه تا نوک آن ۲۰۴ میلی‌متر است. در کلیه‌ی آزمایش‌ها کانارد در امتداد محور بال اصلی قرار گرفته است (شکل ۱).



شکل ۱. نمای مدل.



شکل ۲. نمایی از مدل در تونل باد.

$M_\infty = 0.6$ با کانارد و بدون کانارد در زوایای حمله‌ی مختلف مورد آزمایش قرار گرفته است. این بررسی‌ها شامل آشکارسازی الگوی جریان به وسیله‌ی روغن و اندازه‌گیری توزیع فشار و شش مؤلفه‌ی نیرو بوده است. آن‌ها نشان دادند که اثر متقابل میدان جریان بال - کانارد به تأخیر در از هم پاشیدگی گردابه تا زوایای حمله‌ی بالاتر در سرعت‌های مادون صوت و حدود صوت منجر خواهد شد. این در حالی است که برای مدل دارای کانارد گردابه کوچک‌تر است و به لبه‌ی حمله نزدیک‌تر می‌شود و تا زوایای حمله‌ی بالاتر پایدار می‌ماند.

توزیع میدان القایی کانارد به سمت بالای گردابه‌ی بال حرکت می‌کند و بنابراین فشار گردابه با افزایش زاویه‌ی حمله کاهش می‌یابد.^[۸] اثرات کانارد بر توزیع فشار بال یک مدل جنگنده با قابلیت مانور بالا بررسی شده است.^[۹] در این بررسی کانارد به عنوان یک عنصر آئروپنایمیک در نظر گرفته شده، و توزیع فشار سطح بال دارای کانارد، در زوایای حمله‌ی مختلف، بدون سرش جانی و در سرعت پایین اندازه‌گیری شده است. همچنین از طریق اندازه‌گیری فشار کل، میدان جریان، و آشکارسازی به مطالعه‌ی کیفی اثرات وجود کانارد و نیز زاویه‌ی آن بر توزیع فشار ترکیب بال تخت - کانارد پرداخته‌اند. بال این مدل تخت بوده و دارای زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله‌ی ۴۰ درجه و ضریب منظری ۱/۴۳ است. نوع ترکیب بال - بدنه از دسته‌ی بال وسط است. کانارد این مدل دارای مقطعی سهمی شکل در سطح زیرین، و صفحه‌ی تخت در سطح بالایی و زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی حمله‌ی ۵۵ درجه، زاویه‌ی پس‌گرایی لبه‌ی فرار ۴۰ درجه، با نسبت منظری ۱/۰۱ است. محدوده‌ی تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی مدل از ۱۰- تا ۲۶ درجه با گام ۲ درجه، و محدوده‌ی تغییرات زاویه‌ی کانارد از ۲۵- تا ۲۵ درجه با گام ۵ درجه می‌باشد. نتایج حاصله حاکی از آن است که وجود کانارد باعث به تعویق افتادن واماندگی بال و نیز کاهش فشار روی آن می‌شود. علت این مزیت تداخل اثرات گردابه‌های حاصل از کانارد و بال است.^[۹] محاسبات جریان پیرامون ترکیبات بال و کانارد و طراحی براساس مفاهیم آئروپنایمیک آن به تازگی آغاز شده است. از دهه‌ی ۹۰ مجموعه‌یی از کارهای تجربی و عددی به طور موازی و در جهت گسترش و تکمیل کدهای رایانه‌یی آغاز شده است. بیشتر این تحقیقات در راستای اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای حاصله از ترکیبات مختلف کانارد و بال هستند.

در زمینه‌ی اثر کانارد (شکل و موقعیت) روی جریان هوای عبورکننده از بال، و نیز اثر کانارد بر توزیع سرعت روی سطح بال مطالعاتی در دانشکده مهندسی هوافضای دانشگاه صنعتی شریف انجام شده است.^[۱۱،۱۰] در تحقیقی که انجام شده، با استفاده از یک نیم‌مدل ساده‌ی هوایمیای HARV^۳ ابتدا در زوایای حمله‌ی مدل ۱۵ و ۲۰ درجه و زوایای کانارد ۱۰، صفر و ۱۰- در مقاطع مختلف، اثر کاناردی که در امتداد محور بال قرار گرفته، بر توزیع سرعت سطح بالایی بال بررسی شده است. در مرحله‌ی بعد با استفاده از این نتایج و نیز با استفاده از شبکه‌ی عصبی، در مقطع $X/C = 0.9$ و در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زوایای مختلف کانارد، اثر کاناردی که در امتداد محور بال قرار گرفته، بر توزیع سرعت سطح بال بررسی شده است.

تجهیزات آزمایش

کلیه‌ی آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت دانشگاه صنعتی شریف انجام شده است. در این آزمایش‌ها از تونل باد، مدل، برد اخذ و پردازش اطلاعات، ترانسدیوسرهای فشاری، پراب فشار هفت‌سوراخه و رایانه برای اخذ، ثبت و پردازش اطلاعات استفاده شده است.

تونل باد

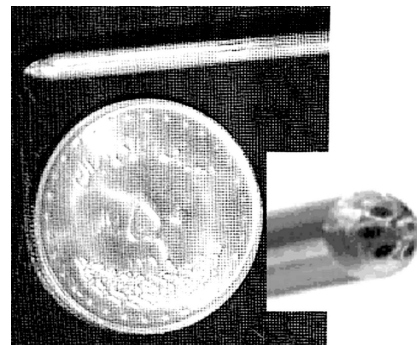
آزمایش‌ها در تونل باد زیر صوت، که از نوع دمشی و دارای مقطع کاری 45×45 سانتی‌متر مربع و حداکثر سرعت ۳۴ متر بر ثانیه هستند، انجام شده‌اند. با نصب دو پخش‌کننده که در دانشگاه صنعتی شریف طراحی و ساخته شده است، حداکثر سرعت آن به ۴۵ متر بر ثانیه می‌رسد و اغتشاشات مقطع کاری نیز کاهش قابل ملاحظه‌یی خواهد داشت. نتایج کامل کالیبره کردن تونل باد قابل دسترسی است. [۱۲، ۹]

تجهیزات اندازه‌گیری

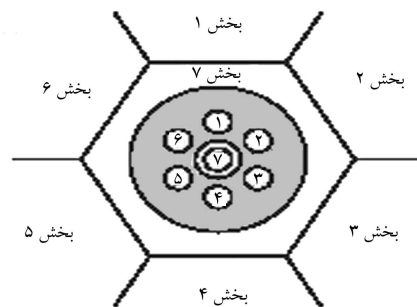
برای اندازه‌گیری فشار و سرعت از ترانسدیوسرهای فشار و پراب فشار هفت‌سوراخه استفاده شده است. قطر پراب فشار هفت‌سوراخه‌یی که در آزمایش‌ها به کار رفته 10 mm است. پراب دارای یک ساختار داخلی و یک ساختار خارجی است. شکل ۳ ساختار خارجی پراب اندازه‌گیری فشار و ابعاد نسبی آن را نشان می‌دهد. اجرای این پراب بیشتر از جنس استیل ساخته شده‌اند و هندسه‌ی آن با سه پارامتر مشخص می‌شوند:

۱. قطر (10 mm)؛
۲. شکل (مخروطی)؛
۳. تعداد سوراخ‌ها.

ساختار داخلی پراب اندازه‌گیری فشار شامل ۷ سرنگ کوچک به قطر 0.7 mm است که در داخل سرنگ بزرگ تری جا داده شده و به وسیله‌ی رزین محکم شده‌اند (شکل ۴). هر یک از این سرنگ‌ها در انتها به شیلنگ‌های رابطی که فشار هر سوراخ



شکل ۳. پراب فشار هفت‌سوراخه. [۱۳]



شکل ۴. شماتیک بخش‌های پراب فشار هفت‌سوراخه. [۱۴]

را به ترانسدیوسرهای فشار منتقل می‌کنند متصل شده‌اند. جزئیات مربوط به کالیبره کردن و ساخت پراب فشار هفت‌سوراخه در دسترس است. [۱۳، ۱۲]

ترانسدیوسرهای فشاری

ترانسدیوسرهای فشاری استفاده‌شده از نوع تفاضلی است که دارای محدوده‌ی فشار تفاضلی از ۵ میلی‌بار به صورت مطلق هستند. زمان پاسخ‌گویی این ترانسدیوسرها به تغییرات فشاری ۱ میلی‌ثانیه است. ولتاژ تحریک این ترانسدیوسرها بین $4/8$ تا ۱۵ ولت است و دارای خروجی بین 0.5 تا $4/5$ ولت هستند. مشخصات ترانسدیوسرهای به‌کار رفته در آزمایش و همچنین روش کالیبره کردن و نمودارهای کالیبره کردن به‌طور مکتوب در دسترس است. [۱۲]

مراحل انجام آزمایش

کلیدهای آزمایش‌ها در سرعت $V_{\infty} = 25\text{ m/s}$ انجام شده است. در این تحقیق از کانارد با زاویه‌ی پس‌گرایی 60° درجه، در محور اصلی بال استفاده شده است. مدل در زوایای حمله‌ی ۱۵ و 20° درجه قرار گرفته و زوایای کانارد از 10° تا 10° درجه با گام 10° درجه تغییر می‌کنند. در تمام مراحل آزمایش فشارها به‌وسیله‌ی ترانسدیوسرهای فشاری حس شده، و خروجی آن‌ها توسط برد A/D اخذ و به رایانه منتقل می‌شود. برای بدست آوردن توزیع سرعت روی بال از پراب فشار هفت‌سوراخه استفاده شده است. اندازه‌گیری‌ها در مقاطع $X/C = 0.25, 0.53, 0.74, 0.95$ انجام گرفته و نزدیک‌ترین فاصله‌ی لوله پیتوت هفت‌سوراخه ۵ میلی‌متری بدنه است. حرکت پراب فشار هفت‌سوراخه توسط محرک دستگاه تراورسینگ صورت می‌گیرد. دقت این سیستم 0.5 mm/revol است. اندازه‌گیری سرعت توسط پراب فشار هفت‌سوراخه از سطح بال تا فاصله‌ی ۶ سانتی‌متری از آن انجام گرفته است. این عمل در فواصل 0.5 سانتی‌متری از یکدیگر تا انتهای دهانه‌ی بال صورت گرفته است.

شبکه‌های عصبی مصنوعی

واژه‌ی «شبکه‌های عصبی مصنوعی» برای توصیف واحدهای محاسباتی ساده‌یی به‌کار می‌رود که به هم متصل شده‌اند تا محاسبات طولانی و بزرگ را با سرعت انجام دهند. لفظ «هوشمند» در مورد این سیستم‌ها به دلیل وجود ساختار اطلاعاتی با قابلیت بهینه‌سازی داخلی، و نیز اصلاح ساختار به منظور تشخیص یک قانون کلی ورای مثال‌هایی که به عنوان نمونه به شبکه معرفی می‌شوند، به‌کار گرفته شده است. یکی از کاربردهای مهم شبکه‌های عصبی، مدل‌کردن رفتار سیستم‌های دینامیکی مختلف است. برای این کار کافی است نمونه‌هایی از رفتار سیستم مورد بررسی تحت عنوان «نمونه‌های آموزشی»، به شبکه‌یی با خصوصیات ساختاری مناسب آموزش داده شود. پس از آن، در صورت هم‌گرایی مناسب شبکه، شبیه‌سازی رفتار سیستم ممکن می‌شود.

توصیف محاسباتی المان‌های شبکه عصبی

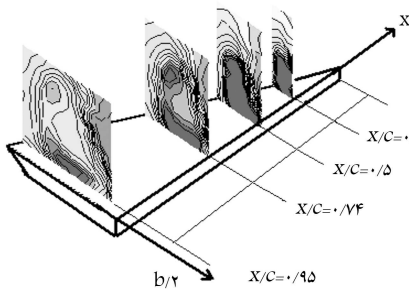
در شکل ۵ ساختار یک نرون محاسباتی، که مهم‌ترین جزء شبکه‌های عصبی است، نشان داده شده است. هر نرون از دو بخش تشکیل شده است: بخش اول عهده‌دار

معادل نحوه تغییرات توزیع فشار روی بال از دو شبکه‌ی عصبی پیش‌خور استفاده شده است. شبکه‌ی اول برای حالتی که کانارد وجود دارد و دارای ورودی‌های موقعیت (سه پارامتر x, y, z)، زاویه‌ی حمله‌ی بال و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد است که ورودی آن ولتاژ اندازه‌گیری شده توسط ترانسیدوسرهای فشاری است. این شبکه دارای سه لایه است. لایه‌های مخفی آن به ترتیب دارای 40 و 15 نرون است. تابع تحریک این نرون‌ها از نوع سیگموئیدی است (شکل ۶) و تابع تحریک تک‌نرون لایه‌ی آخر خطی است. شبکه‌ی دوم برای حالتی که کانارد وجود ندارد. بدیهی است که تعداد ورودی‌های این شبکه چهار پارامتر x, y, z و زاویه‌ی بال است. در این تحقیق، به دلیل برخورداری از سرعت هم‌گرایی بالا، از روش آموزش دسته‌ی لونی‌برگ - مارکوورت استفاده شده است. پس از آموزش شبکه‌ی عصبی تعدادی از داده‌ها برای آزمایش عملکرد شبکه‌های به دست آمده به کار رفته‌اند.

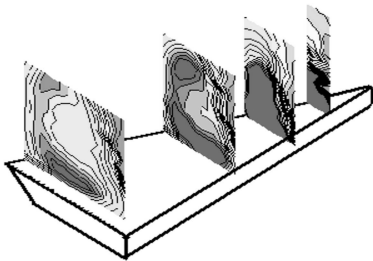
نتایج

در شکل‌های ۸ و ۹ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال بدون کانارد، در مقاطع مختلف بال نشان داده شده‌اند. اندازه‌گیری‌ها در چهار مقطع $X/C = 0.25, 0.53, 0.74, 0.95$ روی بال انجام شده است. در شکل ۸ نمایش توزیع سرعت روی سطح بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل 15° ارائه شده است. چون لبه‌های حمله‌ی بال نوک‌تیز هستند جریان هنگام عبور از زیر بال به روی بال، جدا شده و به دلیل وجود گردابان‌های فشار زیاد این جریان در روی بال چرخیده و تشکیل یک گردابه‌ی لبه‌ی حمله را می‌دهد. چنان‌که از شکل ۸ پیداست این گردابه‌های لبه‌ی حمله از همان مقاطع ابتدایی بال شکل می‌گیرند و با افزایش X/C و افزایش دهانه‌ی بال، قدرت این گردابه‌ها افزایش می‌یابد و ناحیه‌ی بیشتری از سطح بال را می‌پوشانند، به طوری که در مقطع $X/C = 0.74$ گردابه‌ی تشکیل شده تقریباً تمام نیم‌دهانه‌ی بال را پوشانده است.

شکل ۹ نیز نشانگر توزیع سرعت روی سطح بالایی بال بدون کانارد، در زاویه‌ی



شکل ۸. توزیع سرعت روی بال بدون کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی مدل 15° درجه.

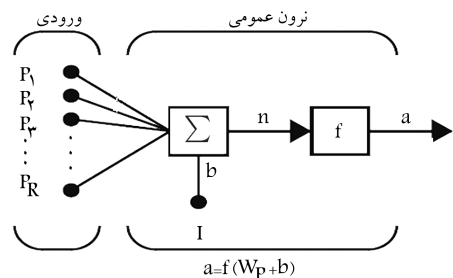


شکل ۹. توزیع سرعت روی بال بدون کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی مدل 40° درجه.

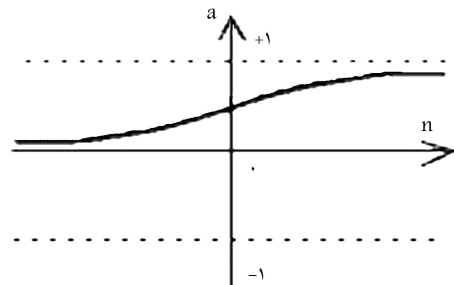
وظیفه‌ی دریافت ورودی‌ها، وزن‌دهی به آن‌ها و محاسبه‌ی بردار مجموع آن‌ها به عنوان علامت تحریک است. بخش دوم تابع فعالیت را روی علامت تحریک اعمال می‌کند، و پیام خروجی نرون به لایه‌ی بعد یا خروجی شبکه را می‌سازد. در شکل ۶ تابع انتقال سیگموئیدی، که از معروف‌ترین توابع فعالیت شبکه‌هاست، نشان داده شده است.

برای ایجاد یک شبکه‌ی عصبی، انتخاب ترکیبات مناسبی از نرون‌ها و تعریف اتصالات آن‌ها ضروری است. در شکل ۷ یک شبکه‌ی عصبی سه‌لایه‌ی پیشرو نمایش داده شده است. این ساختار محاسباتی در حقیقت یک سیستم دینامیکی مدل آزاد است که با قراردادن ضرایب وزن‌دهی مناسب، قادر به فراگیری دینامیک حاکم بر مسأله است. تعداد ورودی‌های یک شبکه برابر است با تعداد داده‌های مجزای شبکه، و تعداد خروجی‌های شبکه (تعداد نرون‌های لایه‌ی خروجی شبکه) برابر است با تعداد حالات مجزای ممکن (جواب یک مسئله ترکیبی از این حالات است). تعداد نرون‌های موجود در لایه‌های میانی شبکه جزء پارامترهای طراحی شبکه است که به پیچیدگی مسئله‌ی مورد بررسی بستگی دارد.^[۱۵]

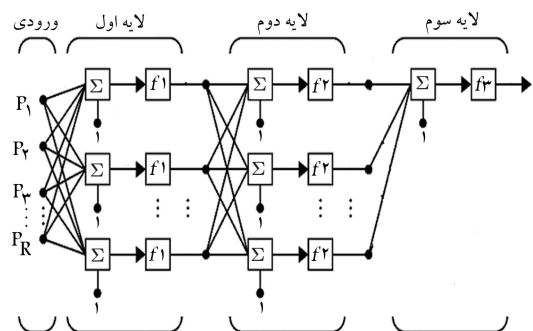
با توجه به پیچیدگی مسئله و دقت مورد نیاز برای ایجاد شبکه‌ی عصبی مناسب



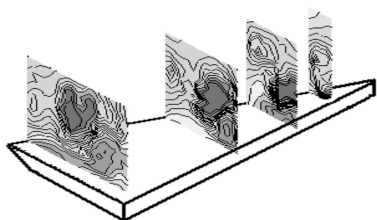
شکل ۵. نمایش نرون محاسباتی.^[۱۵]



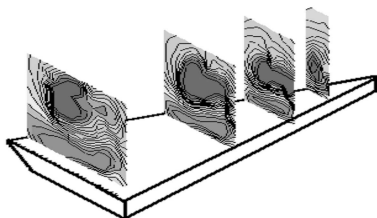
شکل ۶. نمایش تابع فعالیت سیگموئید.^[۱۵]



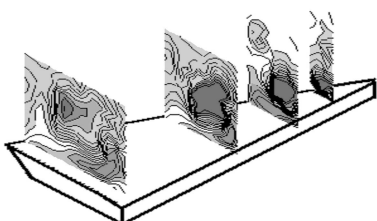
شکل ۷. نمایش یک شبکه‌ی عصبی سه‌لایه‌ی پیشرو.^[۱۵]



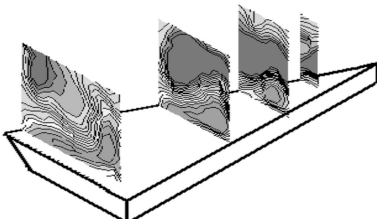
شکل ۱۰. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۱۵ درجه و زاویه کانارد ۰°.



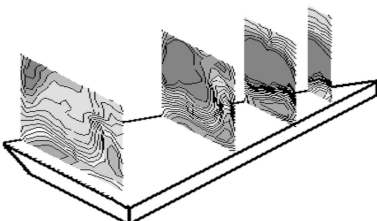
شکل ۱۱. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۱۵ درجه و زاویه کانارد ۱۰°.



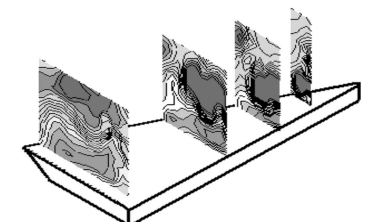
شکل ۱۲. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۱۵ درجه و زاویه کانارد ۱۰° -.



شکل ۱۳. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۰°.



شکل ۱۴. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۱۰°.



شکل ۱۵. توزیع سرعت روی بال در زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۱۰° -.

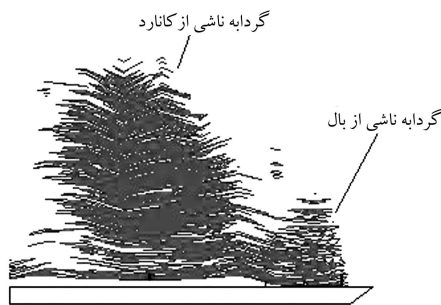
حمله‌ی ۲۰ درجه و در مقاطع مختلف است. در این زاویه‌ی حمله گردابه‌های لبه‌ی حمله از همان مقاطع اولیه‌ی بال شکل می‌گیرند و مانند زاویه‌ی حمله‌ی ۱۵ درجه، با افزایش X/C و دهانه‌ی بال بزرگ‌تر می‌شوند. از مقایسه‌ی شکل‌های ۸ و ۹ درمی‌یابیم که در تمامی مقاطع، با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی مدل گردابه بزرگ‌تر می‌شود و ارتفاع بیشتری از سطح بال را می‌پوشاند. همچنین چنان‌که از شکل ۹ پیداست با افزایش زاویه‌ی حمله فاصله‌ی گردابه‌ی اصلی از سطح بال زیادتر شده، و باعث ایجاد یک ناحیه‌ی کم‌فشار روی سطح بال می‌شود که در اثر این ناحیه‌ی کم‌فشار گردابه‌ی کوچک دیگری به نام گردابه‌ی ثانویه شکل می‌گیرد (شکل ۹).

در شکل‌های ۱۰ تا ۱۵ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال با کانارد در زوایای حمله‌ی مدل و کانارد نشان داده شده است. در کلیه‌ی آزمایش‌ها کانارد در امتداد محور بال قرار گرفته است. شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال را در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۵ درجه و زوایای کانارد ۱۰، صفر، ۱۰- درجه نشان می‌دهند. در شکل ۱۰ زاویه‌ی حمله‌ی کانارد صفر درجه است. در این حالت دنباله‌ی ناشی از کانارد، از تمام مقاطع سطح بال عبور می‌کند. چنان‌که مشاهده می‌شود با افزایش X/C این دنباله نیز بزرگ‌تر شده و تا ارتفاع بالاتری از سطح بال عبور می‌کند. به نظر می‌رسد که دنباله‌ی ناشی از کانارد باعث کاهش ارتفاع گردابه‌ی اصلی از سطح بال شده که در نتیجه اثری از گردابه‌ی ثانویه دیده نمی‌شود. یادآور می‌شود حداقل فاصله‌ی لوله‌ی فشار هفت‌سوراخه از سطح بال ۵mm است. همین روند در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ که توزیع سرعت را در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۵ درجه و زوایای کانارد ۱۰ و ۱۰- درجه نشان می‌دهند، دیده می‌شود. از مقایسه شکل‌های ۱۰، ۱۱ و ۱۲ درمی‌یابیم که در زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۱۰ درجه، در مقایسه با دو زاویه‌ی صفر و ۱۰- درجه، بیشترین مقدار دنباله‌ی ناشی از کانارد در تمام مقاطع از روی بال عبور می‌کند که این به معنی ایجاد افت بیشتر فشار روی سطح بال و در نتیجه نیروی برآی بیشتر است. چنان‌که در شکل (به ویژه در شکل ۱۱) مشاهده می‌شود در این زوایای حمله به دلیل زاویه‌ی حمله‌ی کانارد گردابه‌ی ناشی از بال و کانارد در هم ادغام، و فاصله‌ی آن‌ها از سطح بال زیادتر شده است. این پدیده به ایجاد گردابه‌های ثانویه می‌انجامد (شکل ۸).

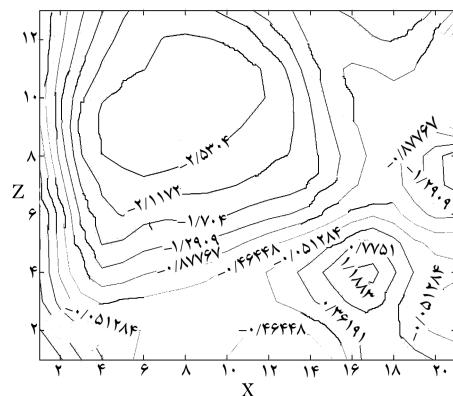
توزیع سرعت در سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۲۰ درجه و زوایای کانارد ۱۰، صفر، ۱۰- درجه در شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ ارائه شده‌اند. شکل ۱۳ توزیع سرعت روی بال را در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۲۰ درجه و زاویه‌ی کانارد صفر درجه نشان می‌دهد. در این زاویه‌ی حمله، گردابه‌های لبه‌ی حمله که از همان مقاطع ابتدایی بال شکل گرفته‌اند، در تمام مقاطع بال تمام دهانه‌ی بال را می‌پوشانند و دنباله‌ی ناشی از کانارد نیز تا ارتفاع بالاتری از روی بال عبور می‌کند. شکل ۱۴ نیز توزیع سرعت را در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۲۰ درجه و زاویه‌ی کانارد ۱۰ درجه نشان می‌دهد. با توجه به شکل ۱۴ در این زاویه‌ی حمله‌ی کانارد، دنباله‌ی ناشی از کانارد - به دلیل افزایش فرورزش ناشی از کانارد - افزایش می‌یابد و در مقاطع انتهایی تا ارتفاع بالاتری از سطح بال عبور می‌کند. در شکل ۱۵ که توزیع سرعت روی سطح بال را در زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۱۰- درجه نشان می‌دهد، روند قبلی ادامه دارد با این تفاوت که در این حالت دنباله‌ی ناشی از کانارد کمتر است. از مقایسه‌ی شکل‌های ۱۳، ۱۴ و ۱۵ درمی‌یابیم که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی کانارد - به دلیل این‌که فرورزش ناشی از کانارد افزایش می‌یابد - دنباله‌ی ناشی از کانارد تا ارتفاع بیشتری از سطح بال عبور می‌کند. از مقایسه شکل‌های ۱۳ تا ۱۵ با شکل‌های ۱۰ تا ۱۲ می‌توان دریافت که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی مدل علاوه بر آن‌که گردابه‌ی لبه‌ی حمله قوی‌تر می‌شود، دنباله‌ی ناشی از کانارد نیز بزرگ‌تر می‌شود. از دیگر اثرات زاویه‌ی کانارد (در مقایسه‌ی شکل‌های ۱۰ تا ۱۵) این است که در

در مقطع $X/C = 0.95$ بر روی سطح بال و در فاصله‌ی 25 mm از سطح بال در دو حالت آزمایشگاهی، و شبیه‌سازی شده توسط شبکه‌ی عصبی نشان داده شده است. نتایج حاصله نشان می‌دهد که شبکه‌ی عصبی ایجاد شده به خوبی رفتار داده‌های آزمایشگاهی را شبیه‌سازی کرده است. در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در مقطع $X/C = 0.9$ در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۸ درجه نشان داده شده است. داده‌های شکل ۱۸ مربوط به آزمایش تجربی^[۱۰] و داده‌های شکل ۱۹ مربوط به خروجی‌های شبکه عصبی‌اند. چنان که در شکل ۱۸ دیده می‌شود در این مقطع گردابه‌های ناشی از بال و کانارد به خوبی دیده می‌شوند و تقریباً تمام دهانه‌ی بال را پوشانده‌اند. همچنین مشاهده می‌شود که گردابه‌ی ناشی از کانارد به سمت بدنه (چپ) و گردابه‌ی بال به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال (راست) حرکت کرده‌اند. در شکل ۱۹ نیز نتایج مشابهی مشاهده می‌شود؛ یعنی در این مقطع دو گردابه‌ی ناشی از بال و کانارد دیده می‌شوند که اولاً تمام سطح بال را پوشانده‌اند. ثانیاً گردابه‌ی ناشی از بال به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال و گردابه‌ی ناشی از کانارد به سمت بدنه حرکت کرده‌اند که این می‌تواند به عنوان مقایسه‌ی بین داده‌های تجربی و خروجی‌های شبکه‌ی عصبی به کار رود.

در شکل‌های ۲۰ تا ۲۴ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال با کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زوایای مختلف کانارد نشان داده شده است. در کلیه‌ی آزمایش‌ها کانارد در امتداد محور بال قرار گرفته است. در شکل ۲۰ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.9$ نشان داده شده است. چنان که دیده می‌شود در این زاویه‌ی حمله‌ی مدل و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد، گردابه‌های ناشی از کانارد و بال



شکل ۱۸. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۸ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ [۱۰].

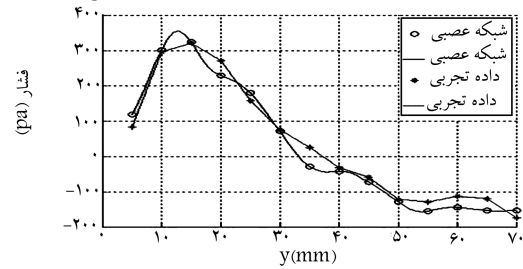


شکل ۱۹. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۸ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه عصبی).

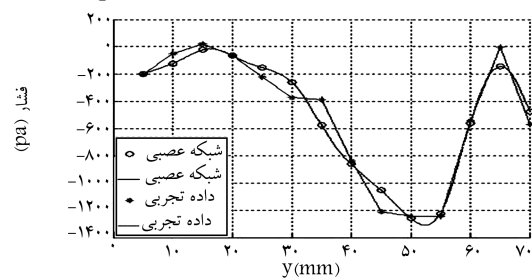
زوایای حمله‌ی کانارد مثبت گردابه‌ی ناشی از کانارد به سمت لبه‌ی خارجی بال کشیده می‌شود، در صورتی که این پدیده در زوایای حمله‌ی کانارد منفی برعکس است.

در شکل‌های ۱۶ و ۱۷ آزمایش نحوه‌ی پاسخ شبکه‌ی عصبی برای حالت‌های با کانارد و بدون کانارد نمایش داده شده است. در این شکل‌ها تغییرات فشار در راستای دهانه‌ی بال برای ترکیبات با کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۲۰ درجه و زاویه‌ی کانارد ۲۰- درجه و برای حالت بدون کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۲۰ درجه،

زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۱۰- درجه موقعیت ۴ و ارتفاع صفر میلی‌متر

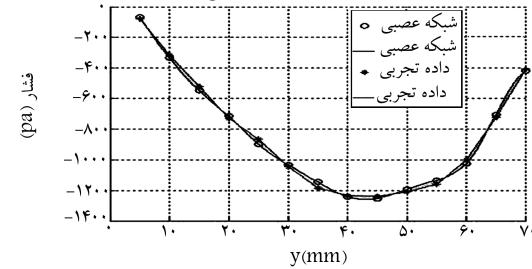


زاویه حمله مدل ۲۰ درجه و زاویه کانارد ۱۰- درجه موقعیت ۴ و ارتفاع ۲۵ میلی‌متر

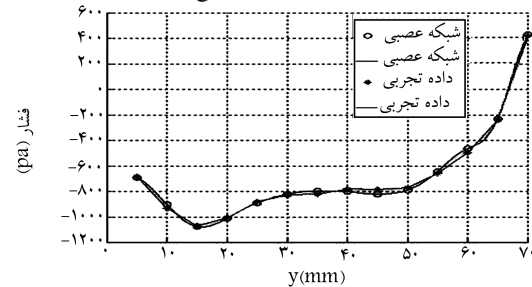


شکل ۱۶. آزمایش نحوه‌ی پاسخ شبکه‌ی عصبی اول (با کانارد).

زاویه حمله مدل ۲۰ درجه موقعیت ۴ و ارتفاع صفر میلی‌متر



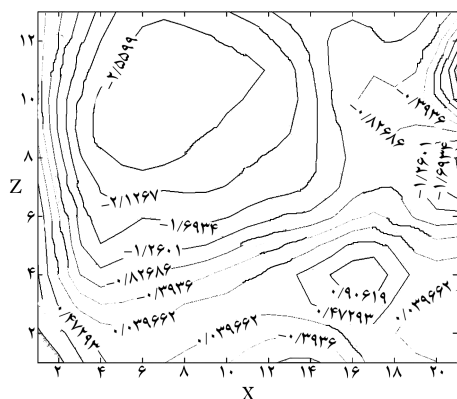
زاویه حمله مدل ۲۰ درجه موقعیت ۴ و ارتفاع ۲۵ میلی‌متر



شکل ۱۷. آزمایش نحوه‌ی پاسخ شبکه‌ی عصبی دوم (بدون کانارد).

مدل ۱۸ درجه و زوایای حمله‌ی کانارد ۵- و ۱۰- درجه در مقطع $X/C = 0.9$ نشان می‌دهند. در شکل ۲۳ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۵- درجه نشان داده شده است. در این زاویه‌ی حمله‌ی کانارد نیز گردابه‌ی ناشی از آن روی سطح بالایی بال شکل می‌گیرد. اما این گردابه در مقایسه با گردابه‌ی شکل ۲۱ به‌جای حرکت به‌سمت بدنه‌ی مدل به

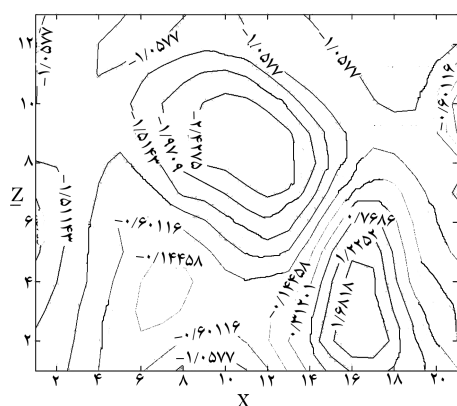
از یکدیگر جدا هستند و گردابه‌ی ناشی از کانارد به‌علت عبور فروزش ناشی از آن از روی بال، روی سطح بالایی بال در بالای گردابه‌ی بال شکل گرفته است. چون کانارد دارای زاویه‌ی پس‌گرایی ۶۰ درجه است، بنابراین گردابه‌ی کانارد در زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۷ درجه به بالا تشکیل می‌شود. در شکل ۲۱ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۵ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ نشان داده شده است. در این زاویه‌ی حمله‌ی کانارد از روی سطح بال عبور کرده است.



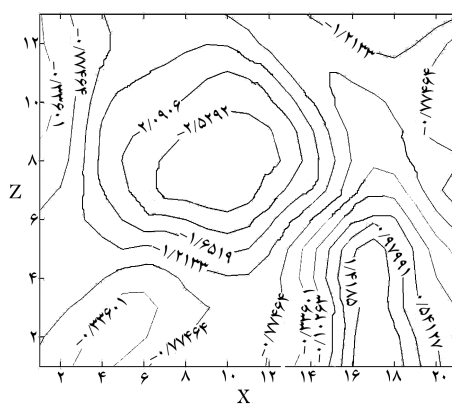
شکل ۲۲. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۱۰ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه‌ی عصبی).

در شکل ۲۲ نیز توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۱۰ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ نشان داده شده است. در این حالت نیز نتایجی مشابه حالات قبلی دیده می‌شود ولی گردابه‌ی ناشی از کانارد قوی‌تر شده و تا ارتفاع بالاتری از سطح بال عبور کرده است. از مقایسه‌ی شکل‌های ۲۰، ۲۱ و ۲۲ درمی‌یابیم که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی کانارد، فروزش ناشی از کانارد به مقدار بیشتری از روی سطح بالایی بال عبور کرده و باعث می‌شود که گردابه‌های کانارد قوی‌تر و بزرگ‌تر روی بال شکل بگیرند و فضای بیشتری از سطح دهانه‌ی بال را تا ارتفاع بالاتری بپوشانند. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی کانارد گردابه‌ی ناشی از کانارد به بدنه‌ی مدل نزدیک‌تر می‌شود.

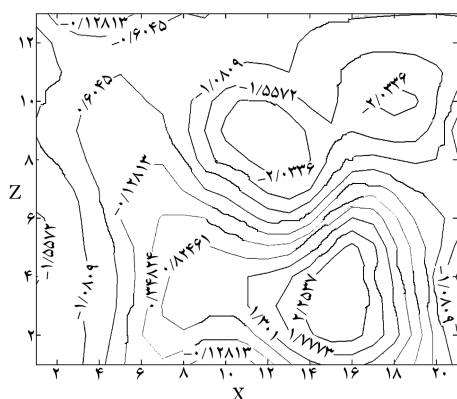
در شکل‌های ۲۳ و ۲۴ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی



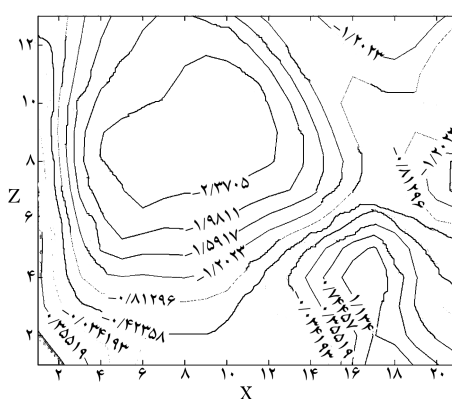
شکل ۲۳. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۵- درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه‌ی عصبی).



شکل ۲۴. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد صفر درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه‌ی عصبی).



شکل ۲۵. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۱۰- درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه‌ی عصبی).



شکل ۲۶. توزیع سرعت در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی کانارد ۵ درجه در مقطع $X/C = 0.9$ (با استفاده از شبکه‌ی عصبی).

و سطح بیشتری از بال را می‌پوشاند. تشکیل این گردابه روی بال موجب افزایش سرعت و افت فشار روی آن می‌شود. با اضافه کردن کانارد به بال اصلی، دنباله‌ی ناشی از کانارد از روی بال عبور می‌کند. این دنباله در صورت تداخل با گردابه‌ی بال، باعث افزایش سرعت روی بال، و در نتیجه چسبیدن گردابه به سطح بال می‌شود که این امر باعث تأخیر در واماندگی بال می‌شود. این دنباله با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی مدل و زاویه حمله‌ی کانارد بزرگ‌تر می‌شود، فروزش ناشی از کانارد افزایش می‌یابد، و ارتفاع بیشتری از سطح بال را می‌پوشاند. نتایج حاصل از شبیه‌سازی انجام شده نیز بیانگر وجود یک گردابه‌ی بال و یک گردابه‌ی ناشی از کانارد در سطح بالایی بال است که در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ثابت، افزایش زاویه‌ی حمله‌ی کانارد باعث می‌شود که گردابه قوی‌تر شود و سطح بیشتری از بال را بپوشاند. تشکیل این گردابه روی بال موجب افزایش سرعت و افت فشار روی بال می‌شود. همچنین با افزایش زاویه‌ی حمله کانارد دنباله‌ی ناشی از کانارد به مقدار بیشتری از روی بال عبور می‌کند. این دنباله در صورت تداخل با گردابه‌ی بال، باعث افزایش سرعت روی بال می‌شود که در نتیجه‌ی این تداخل گردابه به سطح بال می‌چسبد و دیرتر جدا می‌شود. این پدیده باعث تأخیر در واماندگی بال می‌شود. در زوایای حمله‌ی کانارد مثبت گردابه‌ی کانارد به سمت بدنه‌ی مدل حرکت می‌کند درحالی که در زوایای حمله‌ی کانارد منفی حرکت این گردابه معکوس است.

سمت لبه‌ی حمله‌ی بال حرکت می‌کند. در این حالت گردابه‌ی بال تمام دهانه‌ی بال را پوشانده است و می‌توان شاهد گردابه‌ی ثانویه نیز بود. در شکل ۲۴ توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زاویه‌ی حمله‌ی مدل ۱۸ درجه و زاویه‌ی حمله‌ی کانارد ۱۰- درجه نشان داده شده است. در این حالت گردابه‌ی کانارد بیشتر به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال حرکت کرده و گردابه‌ی بال نیز قوی‌تر شده است. از مقایسه‌ی شکل‌های ۲۳ و ۲۴ می‌توان دریافت که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی منفی کانارد گردابه‌ی کانارد بیشتر به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال حرکت می‌کند. همچنین از مقایسه شکل‌های ۲۰ تا ۲۴ می‌توان نتیجه گرفت که در زوایای حمله‌ی کانارد مثبت، گردابه‌ی کانارد به سمت بدنه‌ی مدل حرکت می‌کند درحالی که در زوایای حمله‌ی کانارد منفی این گردابه به سمت لبه‌ی حمله‌ی بال حرکت می‌کند. مقایسه‌ی داده‌های به دست آمده از شبکه عصبی با داده‌های تجربی حاکی از این است که این داده‌ها رفتاری مشابه داده‌های تجربی دارند.

نتیجه‌گیری

نتایج حاصل از آزمایش‌های انجام شده، بیانگر وجود گردابه‌ی لبه‌ی حمله روی بال است که با افزایش زاویه‌ی حمله‌ی مدل و افزایش X/C این گردابه قوی‌تر می‌شود

پانویس

1. sweep forward
2. naval ship research and development center (NSRD)
3. high angle of attack research vehicle

منابع

1. Howard, Richard M. and O'Leary, John F. "Flowfield study of a close-coupled canard configuration" *Journal of Aircraft*, **31**(4), pp. 908-914 (1994).
2. Bandyopadhyay, G. "Low-speed aerodynamic characteristics of close-coupled canard configuration at incidence and sideslip" *Journal of Aircraft*, **28**(10), pp. 646-651 (1990).
3. Tu, Eugene L. "Effect of canard deflection on close-coupled canard-wing-body aerodynamics" *Journal of Aircraft*, **31**(1), pp.138-145 (1994).
4. Hummel, D. and Oelker, H.Chr. "Effect of canard position on the aerodynamic characteristics of a close-coupled canard configuration at low speed" AGARD-CP-465, pp.7-1 to 7-18 (1989).
5. Behrbohm, H. "Basic low speed aerodynamics of the short-coupled canard configuration of small aspect ratio" SABB TN-60, (1965).
6. Er-El, J. and Seginer, A. "Vortex trajectories and breakdown on wing-canard configuration" *Journal of Aircraft*, **22**(8), pp.641-648 (1985).
7. Mabey, D.G. ; Welsh, B.L. and Pyne, C.R. "The steady and time-dependent aerodynamic characteristics of a combat aircraft with a delta or sweep canard" Aerodynamic Department Procurement Executive, Ministry of Defence Royal Aerospace Establishment Bedford, MK 416 AE, UK, (1988).
8. Erickson, Gary E.; Schreiner, John A., and Rogers, Lawrence W., "Canard-wing vortex interactions at subsonic through supersonic speeds" *AIAA Journal*, pp. 1990-2814, (Aug. 1990).
9. Soltani, M. R. and Abbasi, A. "Flow field study of a maneuverable aircraft wing model", *Proceeding of the 9th Annual (International) Mechanical Engineering Conference*, ISME, (2001).
10. Soltani, M. R. and Sharafi, A. "Effect of canard geometry and position on the pressure distribution of the wing of a fighter type aircraft", *Proceeding of the 10th Annual (International) Mechanical Engineering Conference*, ISME, pp. 1247-1254 (2002).
11. Soltani, M. R.; Sharafi, A. and Manshadi, M. D. "Effect of canard geometry and position on the pressure distribution of the wing of a fighter type aircraft", *Proceeding of the 2th International and 5th Biennial Conference of The Iranian Aerospace Society*, pp. 281-290 (2003). ISME, pp. 1247-1254 (2002).
12. Soltani, M. R. and Abbasi, A. "Effect of canard on the pressure distribution of the wing of a light maneuverable aircraft", *Proceeding of the First International and 3th Biennial Conference of The Iranian Aerospace Society*, pp. 257-267 (2001).
13. Soltani, M.R. and et-all "Neural network based calibration of a seven-hole probe" *Proceeding of the 10th Annual (International) Mechanical Engineering Conference*, ISME, (2002).
14. Payne F. M. "The structure of Leading edge vortex flows including vortex breakdown" Ph.D Thesis, University of Notre-Dome, (May 1987).
15. Singiresus, R. "Engineering optimization, theory and practice" John Wiley & Sons, INC., (1996).

