



## مطالعه عددی اثرات موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر

احمد شرفی<sup>۱</sup>، مهدی رمضانی‌زاده<sup>۲\*</sup> و انور احمدخواه<sup>۱</sup>

<sup>۱</sup> مربی، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

<sup>۲</sup> استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران

تاریخ دریافت: ۱۳۹۳/۰۶/۱۸؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۵/۰۳/۲۵؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۵/۰۸/۱۲

### چکیده

در این تحقیق، اثرات کانارد و موقعیت‌های طولی و عمودی آن بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر، با استفاده از شبیه‌سازی عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. بررسی‌ها در عدد رینولدز  $5 \times 10^5$  و در زوایای حمله مختلف با استفاده از شبکه‌ی بی‌سازمان و مدل آشفتگی تنش رینولدز انجام شده است. بال و کانارد مثلثی شکل‌اند و کانارد در موقعیت‌های طولی جلو، وسط و عقب و موقعیت‌های عمودی بالا، وسط و پایین نسبت به بال قرار گرفته است. نتایج بدست آمده نشان می‌دهد که برای ترکیب مدل بدون کانارد، تا زاویه حمله ۲۵ درجه، تطابق بسیار خوبی بین داده‌های تجربی و حل عددی وجود دارد. اضافه نمودن کانارد باعث می‌شود که گردابه روی سطح بالایی بال، قوی‌تر و بزرگ‌تر شود. همچنین، برای موقعیت‌های مختلف طولی و عمودی کانارد، دنباله ناشی از گردابه کانارد از روی بال اصلی عبور می‌کند. ضمناً، برای حالتی که کانارد در موقعیت جلو و بالا نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته باشد، بیشترین مقدار نیروی برآ بدست می‌آید. همچنین، کمترین مقدار نیروی پسا مربوط به حالتی است که کانارد نزدیک به بال اصلی و در امتداد محور آن باشد. به‌هرحال، بیشترین مقدار بازده آیرودینامیکی مربوط به حالتی است که کانارد در موقعیت پایین-جلو قرار گرفته باشد.

**کلمات کلیدی:** بال مثلثی؛ کانارد؛ موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد؛ توزیع فشار؛ ضرایب آیرودینامیکی.

## Numerical Investigation of Longitudinal and Vertical Positions of Canard on Pressure Distribution and Aerodynamic Coefficients of a Maneuverable Aircraft Wing Model

A. Sharafi<sup>1</sup>, M. Ramezanizadeh<sup>2,\*</sup>, A. Ahmadkhah<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Lecturer, Aerospace Eng. Dep., Shahid Sattari Aeronautical Univ. of Sci. & Tech., Tehran, Iran.

<sup>2</sup> Assist. Prof., Aerospace Eng. Dep., Shahid Sattari Aeronautical Univ. of Sci. & Tech., Tehran, Iran.

### Abstract

In this research, canard and its vertical and longitudinal positions effects on pressure distribution and aerodynamic coefficients of a maneuverable aircraft wing model have been investigated numerically applying the fluent software. The investigations have been performed at the Reynolds number of  $5 \times 10^5$  and different angles of attack, using unstructured grid and the Reynolds stress modeling. The applied wing and canard are delta shape and the supposed canard longitudinal positions are front, middle and rear, and its vertical positions are up, middle and low, respect to the main delta wing. For the case of no canard configuration model, the obtained results show that until angle of attack of 25 degrees, there is a very good agreement between the experimental data and the numerical results. Adding the canard causes the vortex on the wing upper surface become stronger and bigger. Also, for all longitudinal and vertical positions of the canard, the canard's wake passes over the main wing surface. When the canard is at forward-up position respect to the main wing, the highest amount of lift force achieves. Furthermore, the least amount of drag force relates to the case which the canard is closer to the main wing and along with its axis. However, maximum amount of aerodynamic performance achieves when canard is at down-forward position respect to the main delta wing.

**Keywords:** Delta Wing; Canard; Canard's Horizontal and Vertical Positions; Pressure Distribution; Aerodynamic Coefficients.

\* نویسنده مسئول؛ تلفن: ۰۲۱-۶۴۰۳۲۲۷۰؛ فکس: ۰۲۱-۶۶۶۹۳۴۴۲

آدرس پست الکترونیک: [ramezanizadeh@ssau.ac.ir](mailto:ramezanizadeh@ssau.ac.ir)

## ۱- مقدمه

در جنگنده‌های مدرن امروزی، تا حدود زیادی از تداخل بین گردابه‌ها برای افزایش نیروی برآ در زوایای حمله بالا استفاده می‌شود. بخش عمده‌ای از این افزایش نیروی برآ، به سبب تداخل جریان روی بال با جریان گردابه‌ای تولید شده توسط سطوح برآزای دیگری است که جلوتر از بال قرار می‌گیرند. با این افزایش نیروی برآ، تمایلی ذاتی برای کاهش نیروی پسا از دو طریق حاصل می‌شود. اول، با توجه به مقدار بالاتر نیروی برآ، کاهشی در زاویه حمله مورد نیاز برای یک مانور مشخص وجود دارد. علاوه بر این، تداخل گردابه‌ها باعث از بین رفتن جدایش جریان از روی سطح بال و کاهش نیروی پسای می‌شود [۱].

برای ایجاد تداخل بین گردابه‌ها ممکن است از شکل‌های هندسی مختلفی در هواپیماها استفاده شود. باریکه قسمت جلویی بدنه F-16، قسمت ثابت جلوئی ریشه بال<sup>۱</sup> در F-14 و F-111، کشیدگی لبه حمله<sup>۲</sup> در F-5، F-18 و ... همگی مثالهایی از سطوح تولید کننده گردابه هستند. ترکیب بال-کانارد پشت سرهم در زمانی که بعنوان سطح کنترلی اضافی بکار گرفته می‌شوند، روشی بهینه برای تعدیل اثر تداخل گردابه‌ها، است. در سال‌های اخیر، مطالعات وسیعی به منظور بررسی مشخصه‌های آیرودینامیکی ترکیبات دارای کانارد انجام شده است. این مطالعات، این واقعیت را مشخص نموده است که مزیت‌های عملکردی قابل توجهی از تداخل گردابه‌های بال و کانارد بدست می‌آید [۱].

در اکثر هواپیماهای جنگنده‌ی طراحی شده از دهه ۱۹۵۰ به بعد، برای جلوگیری از جدایش جریان هوا از روی سطح بدنه و بال، از کانارد استفاده شده است. در نگاه اول، به نظر می‌رسد که نصب کانارد در جلوی هواپیما باعث برهم خوردن پایداری و بروز مسائل کنترل پرواز خواهد شد. ولی با انتخاب درست محل قرار گرفتن کانارد، می‌توان مسئله کنترل و پایداری آن را بر طرف نمود. کانارد، بطور فزاینده‌ای در طراحی جنگنده‌های تاکتیکی امروزی استفاده شده است. مهمترین مزیت کانارد در مقایسه با ترکیبات دیگر، قابلیت

افزایش برآ مخصوصاً در زوایای حمله بالا و همچنین توسعه منحنی برآ تا بعد از واماندگی است. این افزایش در مشخصه‌های آیرودینامیکی، ناشی از تأخیر در جدایش نوع حبابی گردابه از سطح بال است که باعث کاهش پسا و بهبود کارآئی سطوح کنترلی در قسمت عقب می‌شود. یکی از معایب مهم کانارد مربوط به وجود گردابه‌های آزادی است که کاملاً به سطح ترکیب بال-کانارد نزدیک می‌باشند [۲]. این گردابه‌ها، ممکن است به علت عدم تقارن در حرکت جانبی، باعث ایجاد مشکلاتی در شکل‌گیری گردابه شوند. از طرف دیگر، ممکن است کانارد باعث از هم پاشیدگی گردابه در زوایای حمله بالا شود که منجر به ایجاد محدودیت عملیاتی در اینچنین ترکیباتی می‌شود. با این وجود، کانارد در تعدادی زیادی از جنگنده‌های امروزی برای کنترل مانور و بهبود عملکرد آیرودینامیکی بکار رفته است. ترکیبات دارای کانارد، نسبت به ترکیباتی که دارای سطوح کنترل در قسمت عقب هستند، بطور ذاتی دارای پایداری و مشخصه‌های تریم<sup>۴</sup> متفاوتی می‌باشند. با این وجود، در کنار سامانه‌های کنترلی اتوماتیک امروزی، پایداری استاتیکی کم و یا منفی کانارد می‌تواند به چالاکي و مانور پذیری یک جنگنده منتهی شود [۲].

بعد از پرواز برادران رایت در سال ۱۹۰۳، ترکیبات کانارد شناخته شد. اولین سری مطالعات تجربی در اواسط ۱۹۵۰ در ناسا انجام شد [۳]. این تحقیقات مربوط به ترکیبات بال و کانارد پشت سر هم که فاصله آنها از یکدیگر زیاد بود، می‌باشد. بهر بوم [۴] با تحقیقی که در مرکز تحقیقات شرکت ساب انجام داد، دریافت که ترکیبات بال-کانارد نزدیک هم با ضریب منظری پایین،  $1 \leq AR \leq 3$ ، دارای مزایای ذاتی هستند وی نشان داد که با اضافه کردن یک کانارد مثلثی به یک بال مثلثی، حداکثر ضریب برآ و زاویه حمله متناظر با آن بطور قابل توجهی افزایش می‌یابد. این مزیت در اثر تداخل بین سامانه گردابه‌های ناشی از بال و کانارد است. او اثرات موقعیت کانارد و تغییر زاویه آن را روی یک مدل هواپیما که شامل یک بدنه، بال باریک و یک کانارد نزدیک بال بود، بررسی کرد. این نتایج در طراحی جنگنده ساب - ویگن بکار گرفته شد [۴]. سری دوم تحقیقات در مرکز تحقیقات نیروی دریایی ایالات متحده انجام شد. سری سوم تحقیقات نیز در

<sup>1</sup> Fuselage Forebody Strake

<sup>2</sup> Leading Edge Glove

<sup>3</sup> Leading Edge Extension

<sup>4</sup> Trim

نشان داد که کانارد، گردابه لبه حمله بال را به بالا و به داخل بال در نزدیکی لبه فرار منتقل می‌کند. با افزایش زاویه حمله، این گردابه‌ها به سمت بالا جابجا می‌شوند. زاویه حمله‌ای که در آن نقاط از هم پاشیدگی گردابه بال از روی لبه فرار در ترکیب بال - کانارد عبور می‌کند، نسبت به بال تنها ۸ تا ۱۰ درجه بزرگ‌تر است. با افزایش فاصله بین کانارد و بال، تداخل جریان بال - کانارد کاهش می‌یابد و جدایش جریان اتفاق می‌افتد. همچنین، ضرایب نیروی عمودی مدل بال - کانارد با زاویه پسگرایی بالا در زاویه نصب بالا نیز کاهش می‌یابد. این بدین دلیل است که احتمالاً گردابه‌های لبه حمله کانارد با زاویه پسگرایی بالا که در زاویه نصب بالایی قرار دارند، در لبه فرار بال نزدیک به سطح بال می‌باشند.

عباسی [۶] در سال ۱۳۷۹، اثرات کانارد بر توزیع فشار حول بال یک مدل جنگنده با قابلیت مانور بالا را بررسی کرد. او کانارد را به عنوان یک سطح آیرودینامیکی در نظر گرفت و توزیع فشار سطح بال دارای کانارد در زوایای حمله مختلف، بدون سرش جانبی و در سرعت پایین را اندازه‌گیری کرد. ضمناً، به کمک اندازه‌گیری فشار کل، میدان جریان و آشکار سازی، اثرات وجود کانارد و همچنین زاویه آن بر توزیع فشار ترکیب بال تخت - کانارد را بطور کیفی مطالعه نمود.

اثرات موقعیت کانارد در مشخصه‌های آیرودینامیکی یک ترکیب بال - کانارد نزدیک به هم در سرعت پایین توسط هومل [۷] در سال ۱۹۹۴ مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج بدست آمده توسط آنان حاکی از آن است که در زوایای حمله پایین، کانارد اثر چندانی ندارد و تنها باعث ایجاد گشتاور پیچشی مثبت می‌گردد. ضمناً، توزیع فشار برای هر دو حالت تقریباً یکسان است. آنها همچنین به کمک جریان دود توانستند مکان و مسیر گردابه‌های اولیه و خطوط جدایش ثانویه را نیز مشخص کنند [۷].

برگمن<sup>۴</sup> و هومل [۸] در سال ۲۰۰۱، به بررسی تجربی اثرات آیرودینامیکی موقعیت کانارد بر یک ترکیب بدنه بال در جریان متقارن پرداختند. بررسی‌ها روی ترکیبی از کانارد و بال مثلی با ضریب منظری ۲/۳ و بدنه‌ای باریک انجام شده است. این بررسی‌ها شامل بررسی موقعیت کانارد و زاویه

ناسا انجام شد. دو سری آخر مربوط به ترکیبات بال - کانارد نزدیک هم بودند. محققان مراکز تحقیقاتی ناسا و نیروی دریایی نتایج کار به‌رپوم را تأیید کردند [۳]. آن‌ها دریافتند که برای حالتی که کانارد نسبت به محور بال در موقعیت بالاتری قرار دارد، بیشترین مزایا تولید می‌شود. در این شرایط، حداکثر ضریب برآ و زاویه حمله متناظر با آن نسبت به حالت بدون کانارد بیشتر است. به عبارت دیگر، بال یک اثر مثبت در جریان روی کانارد دارد: زاویه مؤثر کانارد را افزایش می‌دهد و واماندگی آن را به تأخیر می‌اندازد.

اثرات موقعیت کانارد بر مشخصه‌های آیرودینامیکی یک ترکیب بال - کانارد نزدیک به هم در سرعت پایین توسط هومل<sup>۱</sup> [۳] در سال ۱۹۸۹ مورد مطالعه قرار گرفته است. در تحقیق مذکور، بال و کانارد هر دو مثلی شکل بوده و دارای ضریب منظری ۲/۳۱ و زاویه پسگرایی ۶۰ درجه می‌باشند. آزمایشات شامل اندازه‌گیری نیروها و گشتاورهای آیرودینامیکی (برآ، پسا و گشتاور پیچشی)، اندازه‌گیری فشار و آشکار سازی الگوی جریان روی سطح بالایی بال و کانارد با استفاده از روغن می‌باشد. کانارد در سه موقعیت طولی (جلو، وسط و عقب) و سه موقعیت عمودی (بالا، وسط و پایین) نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است. این آزمایشات در دو سرعت ۳۰ و ۴۰ متر بر ثانیه انجام شده‌اند. نتایج بدست آمده حاکی از آن بود که برای زوایای حمله پایین، کانارد اثر آنچنانی ندارد و فقط باعث ایجاد گشتاور پیچشی مثبت می‌گردد. ضمناً، توزیع فشار برای هر دو حالت تقریباً یکسان است. آنها همچنین به کمک جریان دود توانستند مکان و مسیر گردابه‌های اولیه و خطوط جدایش ثانویه را نیز مشخص کنند.

إر-ال<sup>۲</sup> و سگینر<sup>۳</sup> [۵] در سال ۱۹۸۵، مسیر گردابه‌ها و از هم پاشیدگی ترکیبات بال - کانارد را بررسی کردند. آزمایش‌های آنها شامل آشکار سازی جریان روی شکل‌های بال - کانارد نزدیک هم و بال بدون کانارد بوده است. آنها همچنین اثرات زاویه پسگرایی کانارد و موقعیت طولی کانارد را بر گردابه‌های لبه حمله مورد بررسی قرار دادند. نتایج آنها

<sup>1</sup>D. Hummel

<sup>6</sup>J. Er-El

<sup>3</sup>A. Seginer

<sup>4</sup>A. Bergmann

تجربی آزمایش‌های یاد شده بود. نتایج اخذ شده از شبکه عصبی، وجود دو گردابه بال و کانارد را در مقاطع مختلف سطح بال نشان داد. آن‌ها این‌گونه نتیجه‌گیری کردند که با افزایش زاویه حمله کانارد، گردابه ناشی از آن قوی‌تر شده و سطح بیشتری از دهانه بال را می‌پوشاند و در نتیجه فشار سطح بالایی بال بیشتر کاهش می‌یابد و سبب افزایش سرعت و نیروی برای آن می‌شود.

شرفی و سلطانی در سال ۱۳۸۹ [۲] اثرات شکل و موقعیت کانارد بر توزیع فشار بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر را بررسی نمودند. آنها اندازه‌گیری‌های توزیع سرعت و فشار روی بال اصلی را برای سه موقعیت بالا، وسط و پایین کانارد نسبت به امتداد بال اصلی انجام دادند. نتایج تحقیق آنها نشان داد که اضافه نمودن کانارد به بال اصلی باعث افت فشار بیشتری روی سطح بالایی بال اصلی می‌گردد. همچنین، برای حالتی که کانارد در موقعیت بالاتری نسبت به امتداد بال اصلی قرار دارد، بیشترین کاهش فشار روی سطح بال دیده می‌شود. در ضمن، با افزایش زاویه پسگرایی بال و کاهش ضخامت کانارد نیز افت فشار روی بال افزایش می‌یابد. بررسی تجربی اثر کانارد و موقعیت آن بر ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای مانور پذیر توسط منشادی و همکارانش در سال ۲۰۱۲ [۱۰] انجام شده است. در آن تحقیق نیز بال و کانارد هر دو مثلثی شکل بوده و دارای لبه های حمله نوک تیز می‌باشند. آزمایش‌ها در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه و در زوایای حمله مدل صفر تا ۴۰ درجه انجام شده‌اند. کانارد در سه موقعیت عمودی پایین، وسط و بالا و سه موقعیت افقی جلو، وسط و انتها نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است. نتایج حاصل نشان داد که اضافه کردن کانارد به بال اصلی سبب افزایش نیروهای برآ و پسا می‌گردد ولی پایداری استاتیکی آن را کاهش می‌دهد. برای حالتی که کانارد در موقعیت عمودی بالا قرار گرفته است، بیشترین مقدار نیروهای برآ و پسا و کمترین مقدار پایداری استاتیکی دیده می‌شود. در حالتی که کانارد در موقعیت افقی جلو نسبت به بال اصلی قرار گیرد، بیشترین مقدار برآ و پسا و بیشترین پایداری استاتیکی مشاهده می‌شود [۱۰].

اثرات تجربی موقعیت کانارد بر توزیع فشار یک مدل بال توسط سلطانی و همکارانش [۱۱] در سال ۲۰۱۰ مورد بررسی قرار گرفته است. در آن تحقیق، توزیع فشار روی سطح برای

حمله انحراف آن نسبت به امتداد بال اصلی می‌باشد. آزمایش‌های انجام شده شامل اندازه‌گیری فشار سطح، آشکار سازی جریان و نیروهای آیرودینامیکی می‌باشد. مشخصه‌های آیرودینامیکی این ترکیب، ناشی از تداخل بین سیستم‌های گردابه کانارد و بال و از هم پاشیدگی گردابه‌ها است. اثرات گردابه کانارد بر جریان روی سطح بال برای کانارد در موقعیت پایین نسبت به بال اصلی و در زوایای حمله بالایی کانارد، زیاد است. دو سیستم گردابه با افزایش زاویه حمله، با هم یکی شده و جریان گردابه‌ای روی بال سرانجام در اثر از هم پاشیدگی گردابه از بین می‌رود. به عبارت دیگر، از هم پاشیدگی گردابه‌های کانارد، به سبب اثرات افزایش سرعت ناشی از بال تا زوایای حمله خیلی بالا به تاخیر می‌افتد و این منجر به افزایش حداکثر نیروی برآ برای کانارد در موقعیت بال نسبت به بال اصلی می‌شود. در موقعیت‌های خیلی پایین کانارد، بهر حال این اثر تداخلی مطلوب کم می‌شود. از هم پاشیدگی گردابه‌های کانارد، جریان گردابه‌ای را در تمام زوایای حمله از بین می‌برد و منجر به کاهش قابل توجه حداکثر نیروی برآ می‌شود [۸].

سلطانی و همکارانش [۹] به بررسی میدان سرعت حول یک ترکیب بال کانارد با استفاده از روش‌های تجربی و شبکه عصبی پرداختند. در تحقیقات مذکور، بمنظور بررسی اثرات کانارد بر توزیع سرعت بال یک مدل هواپیمای مانور پذیر، آزمایش‌های مختلفی در تونل باد زیر صوت انجام شده است. در این آزمایش‌ها، فرض شده که بال و کانارد هر دو مثلثی شکل و دارای لبه های حمله تیز باشند. آزمایش‌ها در دو زاویه حمله مدل ۱۵ و ۲۰ درجه و در زوایای حمله کانارد ۱۰-، صفر و ۱۰ درجه انجام شده است. در کلیه آزمایش‌ها، کانارد در امتداد محور بال قرار گرفته است. نتایج بدست آمده نشان داد که در تمام زوایای حمله مدل و کانارد، فروشار کانارد از روی بال عبور می‌کند و در اثر تداخل با گردابه بال، فشار روی سطح بالایی بال کاهش می‌یابد. در نتیجه، نیروی 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 شده است. همچنین، بمنظور پیش بینی اثرات کانارد بر توزیع سرعت روی سطح بالایی بال در زوایای حمله مختلف، از یک شبکه عصبی استفاده نمودند. ورودی‌های شبکه عصبی داده‌های

از هم پاشیدگی گردابه روی سطح آن به تأخیر می‌افتد. آنالیز طیفی فشار ناپایای انجام شده توسط آن‌ها، در هر دو شکل بال و کانارد، وجود باند فرکانسی کوتاه غالبی را که شامل انرژی نوسانی است، نشان می‌دهد. این باند فرکانسی، فرکانس طبیعی گردابه لبه حمله است. همچنین، نتایج تحقیقات آن‌ها نشان داد که فرکانس گردابه بال از فرکانس کانارد با همان زاویه پسگرایی بال کمتر است که این به سبب فرو وزش ناشی از کانارد است و سبب تضعیف فرکانس بال اصلی می‌شود [۱۳].

داوری و همکارانش [۱۴] در سال ۲۰۱۵، به بررسی جریان کانارد در یک ترکیب کانارد دوتایی پشت سر هم<sup>۱</sup> پرداختند. در آن تحقیق، فشار روی سطح برای زاویه حمله انحرافی پایا<sup>۲</sup> کانارد و نوسانات ناپایای<sup>۳</sup> کانارد اندازه‌گیری شده و مقایسه‌ای بین کانارد تنها و کاناردهای دوتایی پشت سرهم انجام شده است. آن‌ها دریافتند که کانارد دوتایی در زوایای حمله بالا باعث تأخیر در از هم پاشیدگی گردابه روی سطح کانارد می‌شود. برای کانارد دوتایی، فرووزش کانارد جلویی، زاویه حمله مؤثر در قسمت داخلی کانارد عقبی را کاهش می‌دهد که این خود شکل‌گیری گردابه لبه حمله را به تأخیر می‌اندازد. همچنین، کانارد دوتایی در مقایسه با کانارد تنها دارای ناحیه‌ای با مکش قابل توجهی در قسمت کانارد عقبی است که این پدیده، مکانیزم اصلی افزایش عملکرد در کاناردهای دوتایی در مقایسه با ترکیبات متداول و مرسوم می‌باشد [۱۴].

معمولاً، هواپیماهای مافوق صوت دارای بال‌هایی با زوایای پسگرایی بالا هستند که بال‌های مثلثی حالتی خاص از نوع بال‌ها می‌باشند. اکثر هواپیماهای مافوق صوت، بخش عمده‌ای از زمان پرواز خود را در سرعت‌های مادون صوت سپری می‌کنند و بر حسب ماموریتشان، از قابلیت‌های مافوق صوت خود تنها برای مانورهای مافوق صوت کوتاه مدت استفاده می‌کنند. این هواپیماها، حتی در زمان نشستن و برخاستن نیز در سرعت‌های کم پرواز می‌کنند. به این دلیل مشخصات آیرودینامیکی سرعت پایین بال‌های مثلثی دارای اهمیت فراوانی است. در تحقیق حاضر، با توجه به اینکه بال و کانارد

دو حالت بال تنها و بال دارای کانارد در موقعیت‌های مختلف نسبت به امتداد بال اصلی، در زوایای حمله مختلف اندازه‌گیری شده است. در این بررسی‌ها، کانارد در سه موقعیت عمودی و دو موقعیت افقی نسبت به نوک بال نصب شده است. آن‌ها دریافتند که وجود کانارد باعث افزایش قابل توجه مکش روی سطح بال می‌شود. همچنین در زوایای حمله پایین، برای کانارد در موقعیت پایین نسبت به بال اصلی، مکش بیشتری نسبت به سایر موقعیت‌های کانارد روی سطح بال اصلی دیده می‌شود. در زوایای حمله بالا، برای کانارد در موقعیت عمودی بالا جریان مساعدتری روی بال اصلی القا شده و همچنین در زوایای حمله متوسط به بالا، با افزایش فاصله افقی کانارد از بال، مکش بیشتری روی بال دیده می‌شود [۱۱].

سلطانی و همکارانش [۱۲] در سال ۱۳۹۱، به بررسی تجربی تاثیر موقعیت عمودی کانارد بر میدان سرعت روی یک مدل بال مثلثی پرداختند. مدل مورد استفاده آن‌ها شامل بال و کانارد و یک نیمه بدنه بود که کانارد در موقعیت‌های مختلفی نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته بود. نتایج تحقیق آن‌ها نشان داد که کانارد، گردابه لبه حمله بال را قوی‌تر و پایدارتر نموده و آن را به سمت لبه حمله متمایل می‌کند. آن‌ها همچنین دریافتند که در زوایای حمله پایین انحراف کانارد، گردابه ناشی از آن تاثیر بیشتری بر جریان بال دارد. در ضمن در حالتی که کانارد در امتداد بال اصلی قرار گرفته است، تداخل گردابه‌های بال و کانارد موجب تقویت بیشتر جریان گردابه‌ای روی بال می‌شود [۱۲].

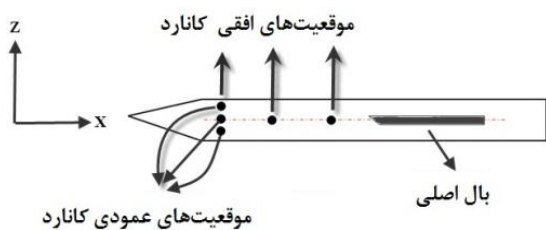
صمیمی و همکارانش در سال ۲۰۱۳ [۱۳] به بررسی تداخل جریان بال و کانارد در جریان مادون صوت پرداختند. آن‌ها آزمایش‌های تجربی گسترده‌ای روی ترکیب بال و کانارد پشت سر هم در زوایای حمله مختلف انجام دادند. در آن آزمایش‌ها، از یک مدل بال و کانارد با زاویه پسگرایی ۶۰ درجه استفاده شده است. آن‌ها به بررسی توزیع ضرایب فشار متوسط و نوسانی روی سطوح بالایی بال اصلی و کانارد در زوایای حمله مختلف پرداختند. با توجه به نتایج بدست آمده، کانارد شکل‌گیری گردابه لبه حمله و رشد آن روی بال اصلی را تا زوایای حمله بالا در مقایسه با ترکیب بدون کانارد به تعویق می‌اندازد. به سبب میدان فرو وزش ناشی از کانارد، بال اصلی در زوایای حمله پایین‌تری می‌تواند عمل کند و بنابراین

<sup>1</sup> Split Canard

<sup>2</sup> Steady Deflections

<sup>3</sup> Unsteady Oscillation

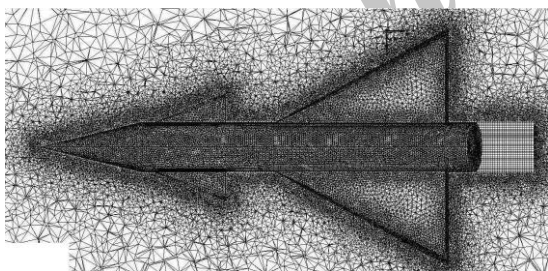
کانارد استفاده شده، مثلثی شکل با نسبت منظری ۲/۸۱ و زاویه پسگرایی ۶۲ درجه می‌باشد. این کانارد بصورت یک صفحه تخت با ضخامت ۷ میلی‌متر است. کاناردها در شش موقعیت مختلف نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته‌اند. این موقعیت‌ها شامل سه موقعیت طولی جلو، وسط و عقب و سه موقعیت عمودی بالا، وسط و پایین می‌باشد (شکل ۲).



شکل ۲- موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد نسبت به بال

### ۳- شبیه سازی عددی

تحلیل عددی جریان حول ترکیب بدنه - بال مثلثی تنها و ترکیب بدنه - بال مثلثی و کانارد در نرم افزار فلوئنت نسخه ۶/۲/۰ انجام شده است. مدل استفاده شده برای تحلیل بوسیله مدل ساز گمبیت نسخه ۲/۴ ساخته شده است. برای تولید شبکه محاسباتی جهت حل عددی از امکانات این نرم افزار استفاده شده است. نمونه‌ای از شبکه‌بندی تولید شده در این تحقیق در شکل ۳ نمایش داده شده است.



شکل ۳- نمونه‌ای از شبکه ایجاد شده برای حل عددی

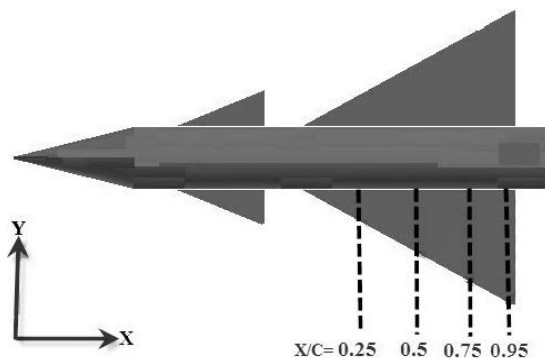
عدد رینولدز جریان برابر  $5 \times 10^5$  و ضخامت لایه مرزی ۰/۵ سانتی‌متر فرض شده است. جهت بررسی استقلال حل از شبکه عددی، چهار شبکه که تعداد المان‌های به کار رفته در آنها در هر مرحله دو برابر شده، مطابق جدول (۱) استفاده شده است. با بررسی ضریب پسای حاصل از شبکه‌های عددی

مورد استفاده هر دو مثلثی شکل هستند، اثرات کانارد بر مشخصات آیرودینامیکی بال مثلثی در سرعت پایین انجام شده است. اکثر تحقیقات انجام شده که در فوق ذکر گردید، روی اشکال مثلثی با لبه‌های حمله کاملاً گرد صورت گرفته‌اند ولی مدل مورد استفاده در این تحقیق، دارای لبه‌های کاملاً تخت و نازک می‌باشد.

در تحقیق حاضر، به بررسی عددی اثر کانارد و موقعیت‌های طولی و عمودی آن نسبت به بال اصلی بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی یک مدل بال هواپیمای جنگنده با استفاده از نرم افزار فلوئنت پرداخته شده است. بررسی‌ها در عدد رینولدز  $5 \times 10^5$  (بر مبنای وتر بال در ریشه) و در هفت زاویه حمله مختلف از صفر تا ۳۰ درجه انجام شده است. اندازه گیری‌های فشار در چهار مقطع طولی مختلف شامل  $X/C = 0.25, 0.5, 0.75, 0.95$  (شکل ۱) صورت گرفته است.

### ۲- مشخصات هندسی مدل

همان‌طور که در شکل ۱ نشان داده شده، کلیه بررسی‌ها روی مدل یک هواپیمای جنگنده با قدرت مانور بالا، شامل ترکیب بال-بدنه-کانارد انجام شده است. این مدل دارای بدنه استوانه‌ای به قطر ۷۵ میلی‌متر و طول ۶۶۳ میلی‌متر و زاویه دماغه در نوک ۱۵ درجه است. بال این مدل تخت بوده و دارای زاویه پسگرایی لبه حمله ۶۲ درجه، ضریب منظری ۲/۲ و ضخامت ۲۰ میلی‌متر می‌باشد. نصف دهانه بال ۱۴۳ میلی‌متر و وتر ریشه آن ۲۶۳ میلی‌متر است. بال بدون پیچش می‌باشد و زاویه نصب آن به بدنه نسبت به محور بدنه صفر است. نوع ترکیب بال بدنه از نوع بال وسط می‌باشد.



شکل ۱- هندسه مدل استفاده شده در این تحقیق

جدول ۲- مقایسه نتایج حاصل از مدل‌های مختلف آشفتگی با داده‌های تجربی

مدل آشفتگی	ضریب پسای محاسباتی	ضریب پسای تجربی
Standard k-ε	۰/۱۷۰۱	۰/۱۸۵
SST k-ω	۰/۱۷۲۸	۰/۱۸۵
RSM	۰/۱۸۳	۰/۱۸۵

با بررسی توزیع فشار در چند مقطع روی سطح بال و همچنین بررسی ضرایب برآ و پسا، شبکه مناسب عددی انتخاب شده است. همگرا شدن مانده‌ها در حل عددی با استفاده از این روش خیلی به کندی صورت می‌گیرد و جهت تسریع آن بهتر است که برای حدس‌های اولیه مقادیر، از مدل‌هایی ساده‌تر مانند  $k-\epsilon$  استفاده شود و در ادامه حل، مدل تنش رینولدز بکار رود. چون در این روش ارتباط مابین معادلات اندازه حرکت و مقادیر متغیرهای اغتشاشی با دقت بالایی صورت می‌گیرد، بنابراین همگرا شدن حل معادلات با مشکلات بیشتری نسبت به سایر روش‌های دیگر نظیر  $k-\epsilon$  استاندارد یا RNG همراه خواهد بود و لازم است در طول فرآیند حل عددی در مقادیر تجربی نرم افزار، تغییراتی داده شود [۱۶ و ۱۵]. با توجه به اندازه مدل و پهنای آن، حجم کنترل حدود ۲۴ برابر طول مدل در نظر گرفته شده است. در این شبیه‌سازی عددی، حداکثر مقدار  $\gamma^*$  برابر با ۱۳۰ و حداکثر مقدار  $\gamma^+$  برابر با ۴۲ بوده است. حداکثر میزان عدم تقارن<sup>۳</sup> در شبکه عددی نیز برابر با ۰/۸۳ می‌باشد.

## ۵- نتایج

شکل ۴، مقایسه ضریب پسا بر حسب زاویه حمله را برای ترکیب بال مثلثی تنها و بدنه در حل عددی انجام شده و داده‌های تجربی نشان می‌دهد. همان‌طوری‌که از این شکل پیداست، با افزایش زاویه حمله، ضریب پسا افزایش می‌یابد. گردابه لبه حمله در زاویه حمله حدود ۱۰ درجه روی سطح بالایی بال شکل می‌گیرد [۱۰]. با شکل‌گیری این گردابه در سرعت‌های مادون صوت، نیروی پسا افزایش ناگهانی خواهد داشت که این افزایش نیروی پسا به‌خوبی در داده‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی مشاهده می‌شود. همچنین، می‌توان

مختلف، شبکه دارای ۹۸۵۱۲۸ گره برای شبیه‌سازی عددی در این تحقیق استفاده شده است.

برای اجرای برنامه از رایانه‌ای دارای دو پردازنده با سرعت ۴ گیگا هرتز، استفاده شده است. به منظور مطالعه عدم وابستگی حل به شبکه عددی از چهار شبکه که به ترتیب ریزتر می‌شوند استفاده شده است. برای مدل سازی جریان نزدیک دیواره از توابع استاندارد دیواره موجود در نرم افزار استفاده شده است. در این تحقیق، عملکرد مدل‌های مختلف جریان مغشوش برای شبیه سازی جریان سیال در میدان جریان مورد بررسی قرار گرفته است. در این شبیه سازی، معادلات ناویر-استوکس با روش حجم محدود روی شبکه محاسباتی ترکیبی<sup>۱</sup> گسسته شده است.

مدل‌های مختلف اغتشاشی که برای این حل عددی مورد بررسی قرار گرفته‌اند، مدل‌های دو معادله‌ای  $k-\epsilon$  استاندارد، مدل SST k-ω و مدل پنج معادله‌ای تنش رینولدز<sup>۲</sup> می‌باشند. عملکرد مدل‌های مختلف جریان مغشوش، با مقایسه ضریب پسای (C<sub>D</sub>) بدست آمده از حل‌های عددی با نتایج آزمایشگاهی انجام شده است که مقایسه بین این نتایج در جدول ۲ نمایش داده شده است. نتایج نشان می‌دهد که دقت مدل‌های اغتشاشی در پیش بینی ضریب پسای مدل یکسان نمی‌باشد. اگرچه عملکرد مدل‌های مختلف در نواحی مختلف جریان متفاوت است، با مقایسه نتایج پیش بینی شده ضریب پسای مدل در شبیه سازی عددی، عملکرد مدل‌های اغتشاشی در مقایسه با نتایج آزمایشگاهی تونل باد، بهترین توافق بین جواب‌های شبیه سازی و نتایج آزمایشگاهی تونل باد توسط مدل تنش رینولدز مشاهده شد. لذا از این مدل پنج معادله‌ای جهت شبیه‌سازی عددی استفاده شده است. این مدل در مقایسه با مدل‌های مختلف آشفتگی  $k-\epsilon$ ، از جهت پیش‌بینی فیزیک جریان و حل معادلات آشفتگی کامل‌تر است.

جدول ۱- مطالعه تعداد المان‌های بکار رفته در حل عددی

تعداد المان	۹۸۵۱۲۸	۶۴۰۲۳۳	۳۳۴۰۰۰	۱۳۵۰۱۴۳
C <sub>D</sub>	۰/۲۴۸۸	۰/۲۲۷۶	۰/۲۰۵	۰/۲۰۵

<sup>۱</sup> Hybrid

<sup>۲</sup> Reynolds Stress Model

<sup>۳</sup> Maximum Skewness

مقایسه بین ضریب پسای حل عددی با ضریب پسای تجربی [۱۰] برای ترکیب بدنه - بال مثلثی - کانارد در زوایای حمله مختلف در جدول ۳ نشان داده شده است. همان‌طوری که از این جدول پیداست، تا زاویه حمله ۲۰ درجه تطابق بسیار خوبی بین داده‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی انجام شده وجود دارد. به‌طوری‌که در زاویه حمله ۲۰ درجه اختلاف موجود در حدود ۳/۵ درصد است.

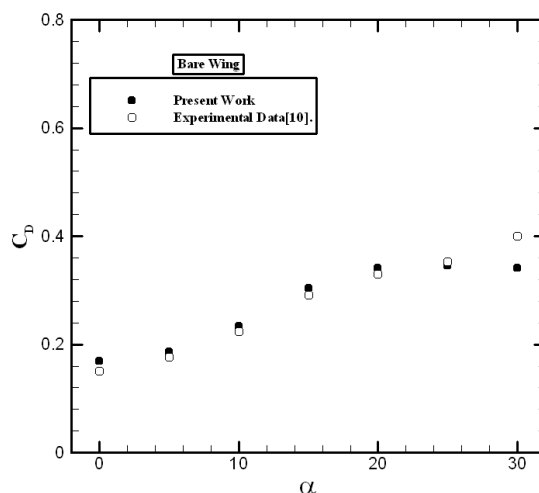
جدول ۳- مقایسه بین ضریب پسای حل عددی با داده‌های

تجربی [۱۰]

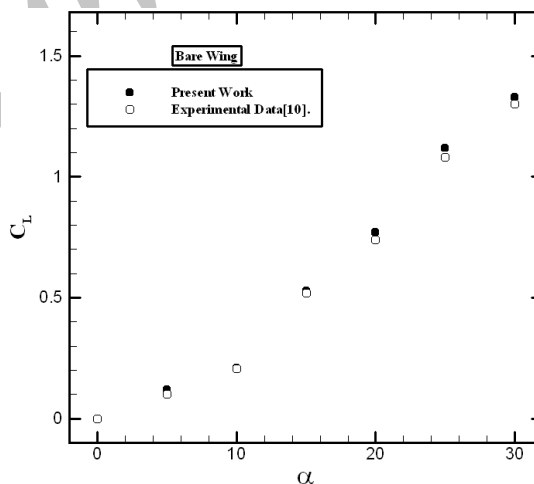
زاویه حمله	ضریب پسای تجربی	ضریب پسای عددی	درصد خطا
۰	۰/۱۹	۰/۱۸۱۲	۴/۶۳۱۵۷۹
۵	۰/۱۸۷	۰/۱۸۹	۱/۰۶۹۵۱۹
۱۰	۰/۲۴	۰/۲۲	۸/۳۳۳۳۳۳
۱۵	۰/۳۶	۰/۳۴۵	۵/۷۶۹۲۳۱
۲۰	۰/۳۴	۰/۳۲۸	۳/۵۲۹۴۱۲
۲۵	۰/۴۱	۰/۲۶	۳۶/۵۸۵۳۷
۳۰	۰/۵۸	۰/۲۴	۵۸/۶۲۰۶۹

مقایسه بین توزیع سرعت روی سطح بالایی بال تنها و بال دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه و در مقاطع مختلف طولی روی سطح بال در شکل‌های ۶ تا ۹ آورده شده‌اند. شکل ۶ مقایسه بین توزیع سرعت را برای ترکیب بال تنها و بال دارای کانارد در مقطع  $X/C=0.25$  نشان می‌دهد. گردابه‌های لبه حمله از همین مقطع ابتدایی بال شکل می‌گیرند و بعلت کوچکی دهانه بال در این مقطع، تمامی سطح بال را در بر می‌گیرد. با اضافه شدن کانارد به بال مثلثی، بعلت عبور دنباله ناشی از کانارد از روی سطح بالایی بال اصلی و تداخل با گردابه بال اصلی، این گردابه قوی‌تر و بزرگ‌تر شده و باعث می‌شود که جریان بیشتر به سطح بال بچسبد. در شکل‌های ۷ تا ۹ که مربوط به مقاطع  $X/C=0.5, 0.75, 0.95$  می‌باشند نیز همین روند تشکیل گردابه بال اصلی و تداخل آن با دنباله ناشی از کانارد وجود دارد. در این مقاطع چون دهانه بال افزایش می‌یابد گردابه‌های تشکیل شده تقریباً تمامی سطح بالایی بال و بدنه را می‌پوشانند. در این مقاطع نیز اضافه کردن کانارد به بال مثلثی باعث بزرگ‌تر شدن گردابه بال اصلی می‌گردد بطوری‌که در مقاطع انتهایی بال تا ارتفاع بالاتری از سطح بال را

دریافت که حل عددی انجام شده تا زاویه حمله حدود ۲۵ درجه تطابق بسیار خوبی با داده‌های تجربی دارد.



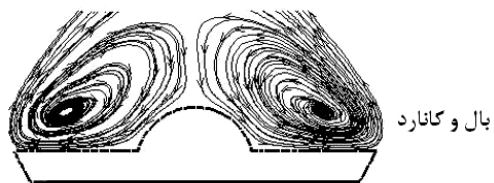
شکل ۴- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای بال مثلثی تنها



شکل ۵- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای بال مثلثی تنها

در شکل ۵ تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای ترکیب بال مثلثی تنها و بدنه نشان داده شده است. همان‌طوری که در این شکل دیده می‌شود، با افزایش زاویه حمله، ضریب برآ افزایش می‌یابد. همچنین، دیده می‌شود که حل عددی انجام شده تا زاویه حمله حدود ۳۰ درجه برای ضریب برآ تطابق بسیار خوبی با داده‌های تجربی دارد.

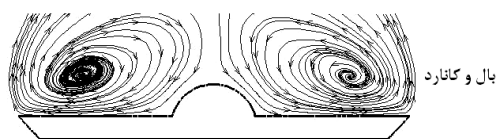
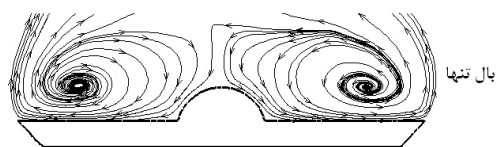




$X/C=0.5$

شکل ۷- مقایسه بین توزیع سرعت روی سطح بالایی بال تنها و بال دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه و در مقطع

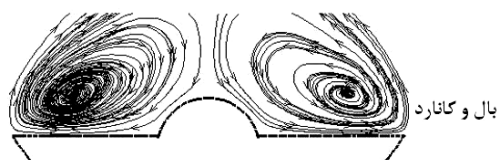
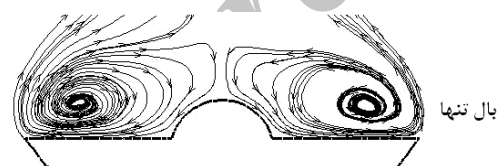
$X/C = 0.5$



$X/C=0.75$

شکل ۸- مقایسه بین توزیع سرعت روی سطح بالایی بال تنها و بال دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه و در مقطع

$X/C = 0.75$



$X/C=0.95$

شکل ۹- مقایسه بین توزیع سرعت روی سطح بالایی بال تنها و بال دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه و در مقطع

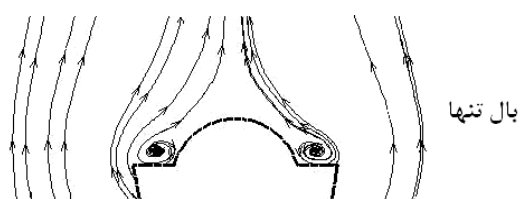
$X/C = 0.95$

می‌پوشاند. همچنین مشاهده می‌شود که گردابه لبه حمله بال مثلی با افزایش  $X/C$  به سمت لبه حمله بال نزدیک می‌شود. با اضافه شدن کانارد به بال مثلی، تداخل کاملی بین گردابه بال اصلی و دنباله ناشی از کانارد صورت می‌گیرد که این باعث شده گردابه حاصله بزرگ‌تر شده بطوری که در تمامی مقاطع مورد بررسی، گردابه مزبور از روی سطح بالایی بدنه نیز عبور می‌کند.

در جدول شماره ۴ مقایسه بین مسیر و اندازه گردابه عبوری از روی سطح بال برای ترکیب بدنه- بال مثلی تنها و بال مثلی بهمراه کانارد در مقاطع مختلف طولی بال آورده شده است. همانطوری که مشاهده می‌شود، اضافه نمودن کانارد به بال مثلی باعث می‌شود که گردابه روی بال اصلی بزرگ‌تر شده و تا ارتفاع بیشتری از سطح بال را می‌پوشاند. همچنین مشاهده می‌شود که در مقاطع ابتدایی بال، بعلت کوچک بودن طول دهانه بال، درصد اختلاف اندازه گردابه روی سطح بال بیشتر از مقاطع انتهایی بال است.

جدول ۴- مقایسه بین مسیر و اندازه گردابه عبوری از روی سطح بالایی بال برای بال مثلی تنها و بال بهمراه کانارد

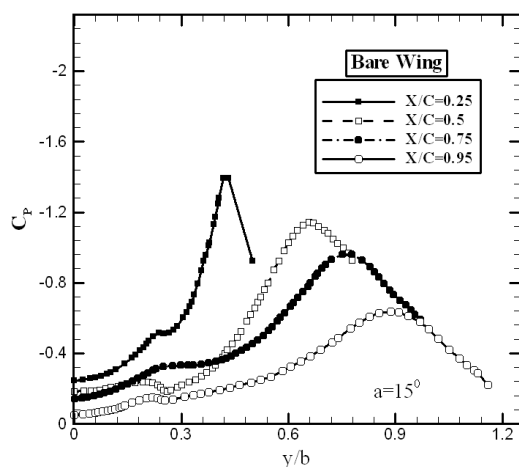
X/C	بال مثلی تنها		بال و کانارد		درصد اختلاف	
	Y(cm)	Z(cm)	Y(cm)	Z(cm)	Y(cm)	Z(cm)
۰/۲۵	۰/۸۳	۰/۶۷	۱/۲	۱/۲	۴۴/۵۷	۷۹/۱۰
۰/۵	۴	۱/۸۳	۴/۴	۲/۴	۱۰	۳۱/۱۴۷
۰/۷۵	۶	۳	۷/۶	۳/۲	۲۶/۶۷	۶/۶۷
۰/۹۵	۷/۶۷	۳	۸	۳/۶	۴/۳	۲۰



$X/C=0.25$

شکل ۶- مقایسه بین توزیع سرعت روی سطح بالایی بال تنها و بال دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه و در مقطع

$X/C = 0.25$



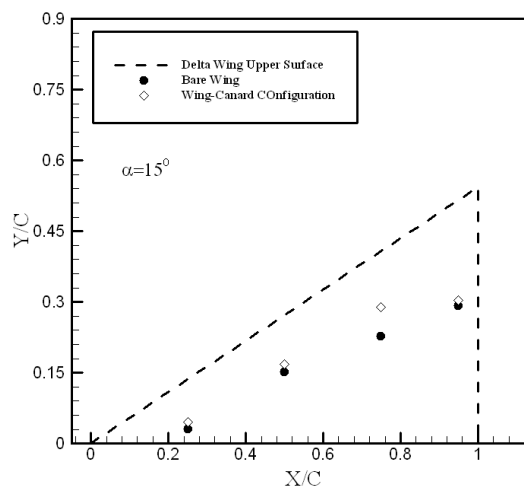
شکل ۱۱- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف برای بال مثلی تنها در زاویه حمله ۱۵ درجه

تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال برای بال مثلی به‌همراه کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه در شکل ۱۲ نشان داده شده است. در این شکل نیز روند شکل‌گیری گردابه لبه حمله مانند گردابه بال مثلی تنها است با این تفاوت که کانارد باعث می‌شود این گردابه زودتر روی سطح بالایی بال شکل گیرد. همچنین، می‌توان دریافت که اضافه نمودن کانارد به بال مثلی باعث بزرگ شدن گردابه لبه حمله خواهد شد که این بدلیل تداخل بین گردابه‌های بال و کانارد است.

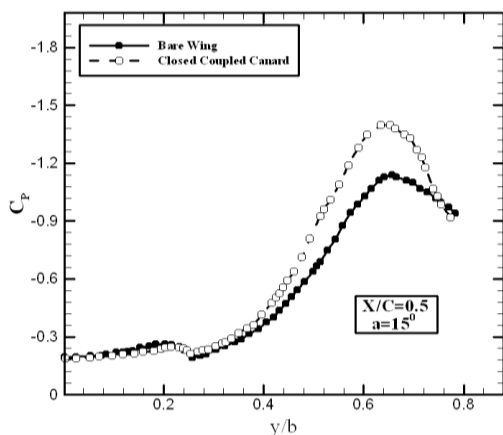
در شکل‌های ۱۳ الی ۱۶، به مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف  $X/C = 0.25, 0.5, 0.75, 0.95$  روی سطح بال مثلی تنها و بال به‌همراه کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه پرداخته شده است. در شکل ۱۳ که مربوط به مقطع  $X/C = 0.25$  است، می‌توان مشاهده نمود که اضافه نمودن کانارد به بال اصلی باعث می‌شود که گردابه لبه حمله روی سطح بال زودتر تشکیل شود و افت فشار بیشتری در مقایسه با بال مثلی تنها بوجود آید. با افزایش دهانه بال (۱۴) الی (۱۶) و تداخل دنباله ناشی از کانارد با گردابه بال اصلی، افت فشار بیشتری در تمام مقاطع روی سطح بال دیده می‌شود. همچنین، می‌توان دید که با افزایش  $X/C$ ، گردابه ناشی از کانارد به سمت بدنه و گردابه بال اصلی به سمت لبه حمله بال حرکت می‌کنند.

مسیر عبور گردابه لبه حمله روی بال مثلی در زاویه حمله ۱۵ درجه برای بال مثلی تنها و بال به‌همراه کانارد، در شکل ۱۰ آورده شده است. همانطوری که از این شکل پیداست، با افزایش فاصله طولی از نوک بال، این گردابه به سمت لبه حمله بال حرکت می‌کند. همچنین دیده می‌شود که اضافه نمودن کانارد به بال مثلی سبب می‌شود که مرکز گردابه حاصل نسبت به گردابه لبه حمله بال مثلی تنها، در تمامی مقاطع بیشتر به سمت لبه حمله بال حرکت نموده است که این ناشی از تداخل بین گردابه بال اصلی و دنباله ناشی از کانارد می‌باشد.

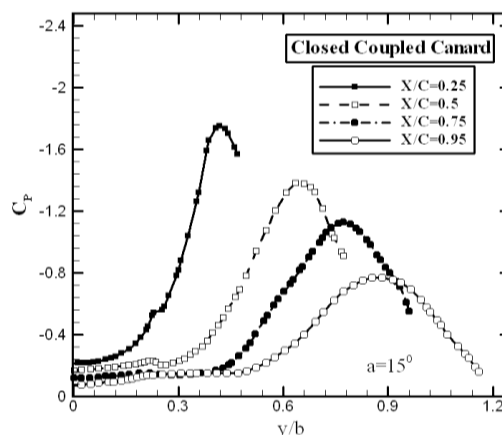
شکل ۱۱ تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال را در زاویه حمله ۱۵ درجه برای بال مثلی تنها در مقاطع مختلف نشان می‌دهد. اندازه‌گیری‌ها در چهار مقطع  $X/C = 0.25, 0.5, 0.75, 0.95$  انجام گرفته‌اند. همانطوری که از این شکل پیداست، گردابه لبه حمله از همان مقاطع ابتدایی بر روی سطح بالایی بال تشکیل می‌شود و با افزایش دهانه بال در مقاطع بعدی، فضای بیشتری از سطح بال را می‌پوشاند بطوری که در مقاطع انتهایی بال این گردابه تمام سطح بالایی بال را می‌پوشاند. تشکیل این گردابه باعث چسبیده شدن جریان به سطح بالایی بال شده و جدایش جریان از روی سطح را به تأخیر می‌اندازد.



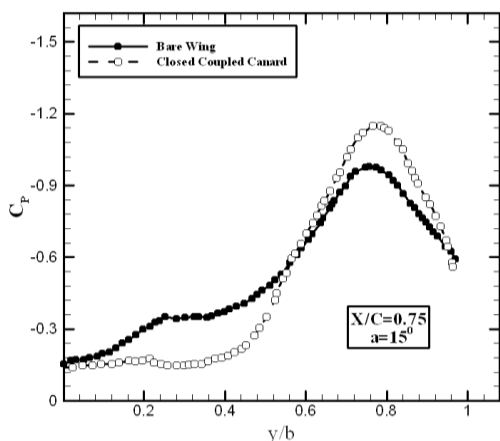
شکل ۱۰- مسیر عبور گردابه لبه حمله از روی سطح بالایی بال مثلی در زاویه حمله ۱۵ درجه در حالت با کانارد و بدون کانارد



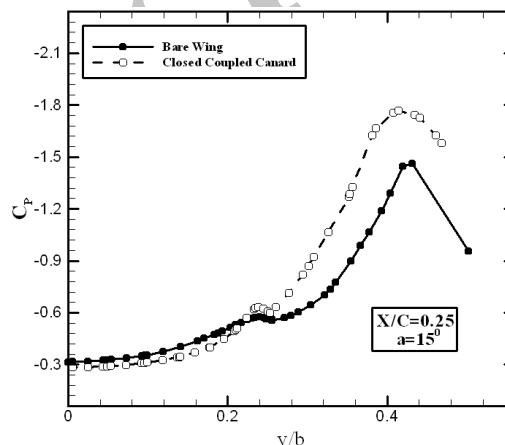
شکل ۱۴- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.5$  در دو حالت فاقد کانارد و دارای کانارد



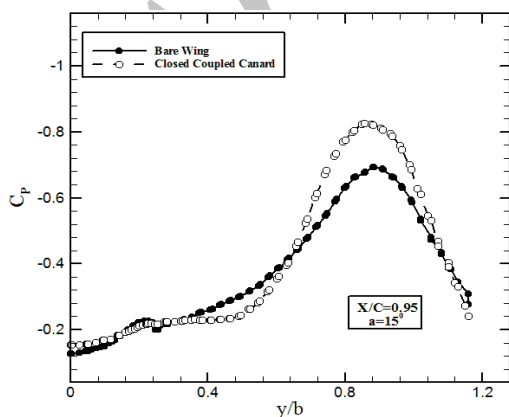
شکل ۱۲- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف برای ترکیب دارای کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه



شکل ۱۵- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.75$  در دو حالت فاقد کانارد و دارای کانارد



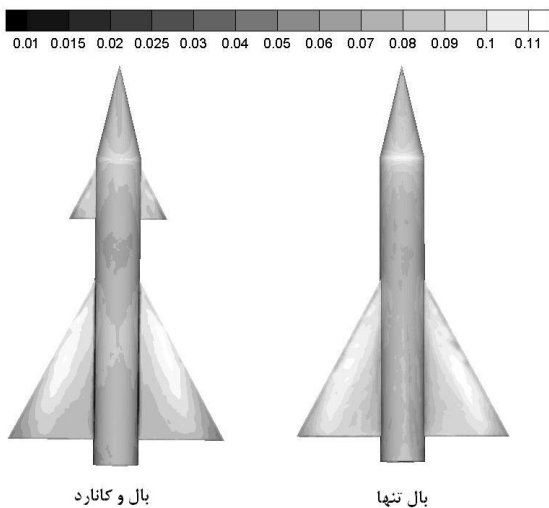
شکل ۱۳- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.25$  در دو حالت فاقد کانارد و دارای کانارد



شکل ۱۶- تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.95$  در دو حالت فاقد کانارد و دارای کانارد

تغییرات ضرایب برآ و پسا بر حسب زوایای حمله مختلف برای ترکیب بال مثلی تنها و بال بهمراه کانارد در شکل‌های ۱۷ و ۱۸ آورده شده است. با مشاهده این شکل‌ها می‌توان دریافت که با شکل‌گیری گردابه لبه حمله بر روی سطح بال (در زاویه حمله حدود ۱۰ درجه)، افزایش قابل توجهی در مقدار ضریب برآ دیده می‌شود. با اضافه کردن کانارد به بال مثلی و بدلیل تداخل گردابه ناشی از کانارد با گردابه بال اصلی، گردابه بزرگ‌تری بوجود می‌آید که سطح بیشتری از روی بال را می‌پوشاند و باعث می‌شود که جریان به مقدار بیشتری بر سطح بال بچسبد که این باعث افزایش برآ و کاهش نیروی پسا می‌گردد.

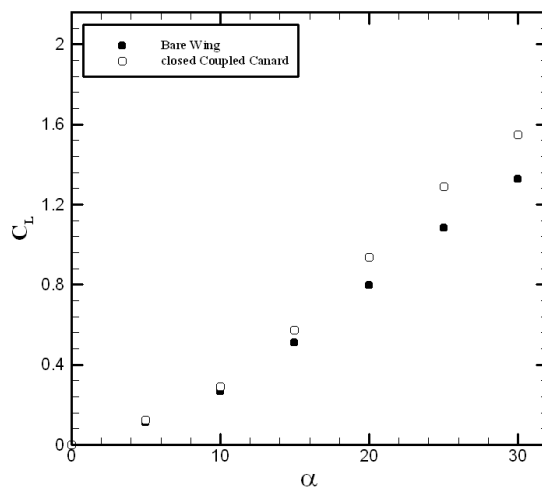
بزرگ‌تر بوده و سطح بیشتری از بال را می‌پوشاند. همچنین مقدار زیادی از دنباله ناشی از کانارد از روی بدنه مدل عبور می‌کند.



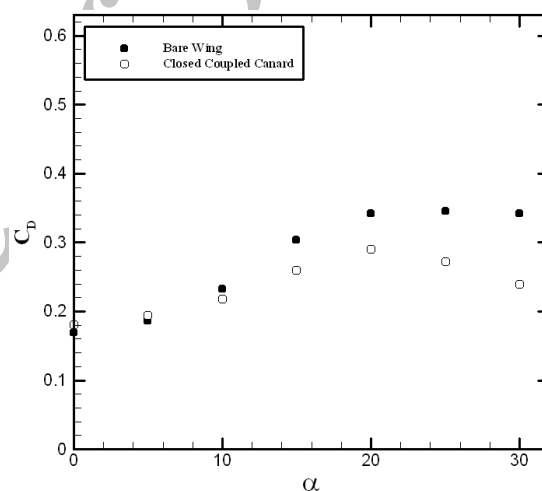
شکل ۱۹- مقایسه خطوط همتراز ماخ بر روی سطح بالائی ترکیب بال تنها و بال دارای کانارد

مقایسه بین تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف  $X/C = 0.25, 0.5, 0.75, 0.95$  برای موقعیت‌های طولی مختلف کانارد نسبت به بال اصلی در زاویه حمله ۱۵ درجه شکل‌های ۲۰ تا ۲۳ آورده شده است. در این شکل‌ها، کانارد در سه موقعیت طولی جلو، وسط و عقب (شکل ۲) نسبت به بال اصلی قرار گرفته است. شکل ۲۰ این مقایسه را در مقطع  $X/C = 0.25$  نشان می‌دهد. همانطوری- که از این شکل پیداست، در این مقطع برای حالتی که کانارد در موقعیت وسط قرار دارد، بیشترین مقدار افت فشار دیده می‌شود که علت آن عبور بیشتر دنباله ناشی از کانارد روی سطح بال اصلی در این موقعیت کانارد است. برای مقاطع  $X/C = 0.5, 0.75, 0.95$  نیز نتایج مشابهی دیده می‌شود. البته، با افزایش فاصله  $X/C$  و شکل‌گیری گردابه لبه حمله، اختلاف چندان برای حالت‌های وسط و عقب کانارد نسبت به بال اصلی دیده نمی‌شود.

شکل ۲۴، خطوط همتراز عدد ماخ را برای سه موقعیت طولی کانارد نسبت به بال اصلی در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان می‌دهد. مطابق با این شکل، برای کانارد در موقعیت‌های وسط و عقب، افت فشار بیشتری نسبت به موقعیت جلو

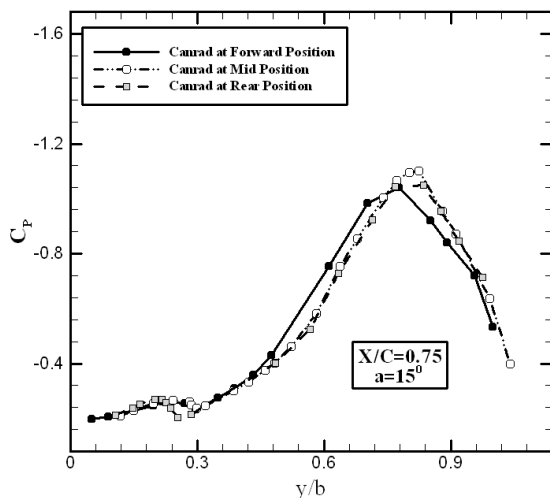


شکل ۱۷- تغییرات ضریب برآ بر حسب زاویه حمله برای ترکیب بال مثلثی تنها و بال مثلثی به‌مراه کانارد

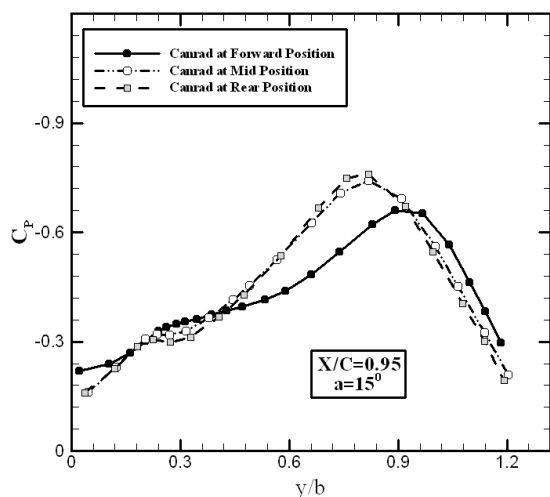


شکل ۱۸- تغییرات ضریب پسا بر حسب زاویه حمله برای ترکیب بال مثلثی تنها و بال مثلثی به‌مراه کانارد

شکل ۱۹ خطوط همتراز عدد ماخ را روی ترکیب بدنه و بال مثلثی تنها و همچنین ترکیب بدنه، بال مثلثی و کانارد در زاویه حمله ۱۵ درجه نشان می‌دهد. همانطوری که از این شکل پیداست، در هر دو ترکیب، گردابه‌های لبه حمله روی سطوح کانارد و بال اصلی بخوبی شکل گرفته‌اند. همچنین، می‌توان فهمید که اضافه نمودن کانارد به بال مثلثی و تداخل دنباله ناشی از آن با گردابه لبه حمله بال اصلی باعث افزایش سرعت روی سطح بال و کاهش فشار سطح می‌شود. در ضمن، گردابه بوجود آمده در مقایسه با گردابه بال مثلثی تنها



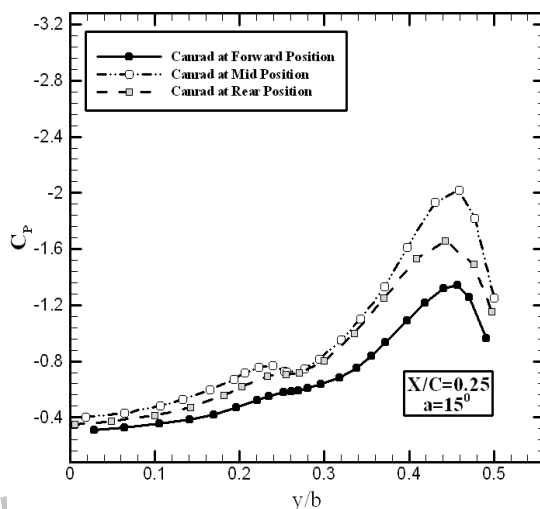
شکل ۲۲- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.75$  برای موقعیت‌های طولی کانارد



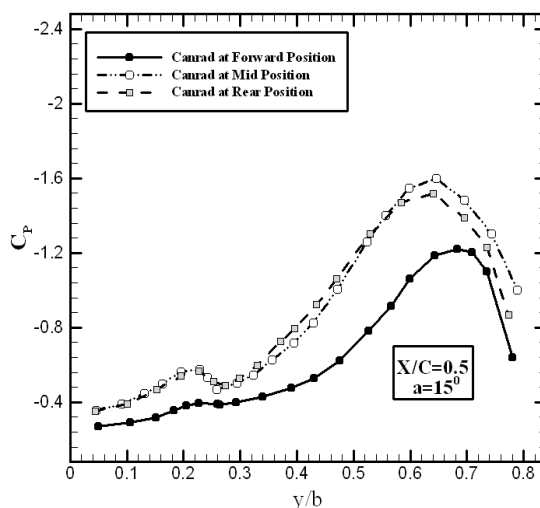
شکل ۲۳- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.95$  برای موقعیت‌های طولی کانارد

در شکل‌های ۲۵ تا ۲۸، مقایسه بین تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقاطع مختلف برای موقعیت‌های عمودی مختلف کانارد نسبت به بال اصلی در زاویه حمله ۱۵ درجه انجام شده است. در این حالت، کانارد در سه موقعیت بالا، وسط و پایین نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است. در تمامی مقاطع اندازه‌گیری، جابجایی عمودی در موقعیت‌های بالا و پایین تاثیر چندانی در توزیع فشار روی سطح بال ندارد اما با اندک بازیابی می‌توان دریافت که

کانارد روی سطح بال وجود دارد. برای کانارد در موقعیت وسط، دنباله ناشی از کانارد به مقدار بیشتری از روی بدنه و بال اصلی عبور می‌کند و در اثر تداخل این دنباله با گردابه لبه حمله بال اصلی، گردابه بزرگتری روی بال شکل می‌گیرد که تقریباً تمامی سطح بال را در این زاویه حمله پوشانده است. این موقعیت کانارد نسبت به موقعیت عقب، افت فشار بیشتری ایجاد می‌کند.



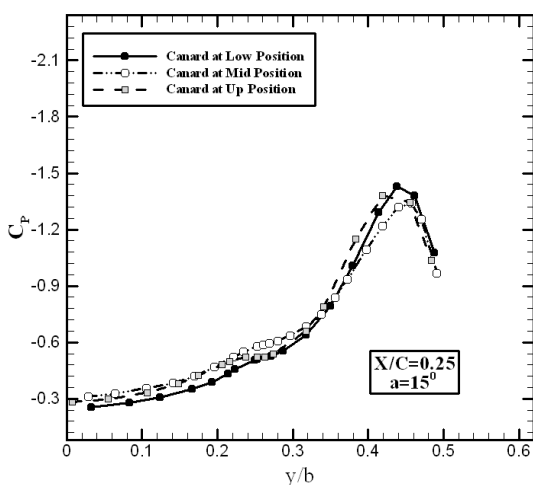
شکل ۲۴- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.25$  برای موقعیت‌های طولی کانارد



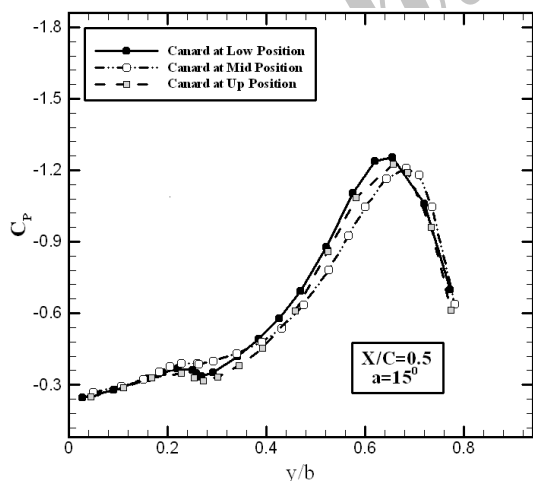
شکل ۲۵- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.5$  برای موقعیت‌های طولی کانارد

جدول ۵- مقایسه ضرایب آیرودینامیکی برای موقعیت‌های

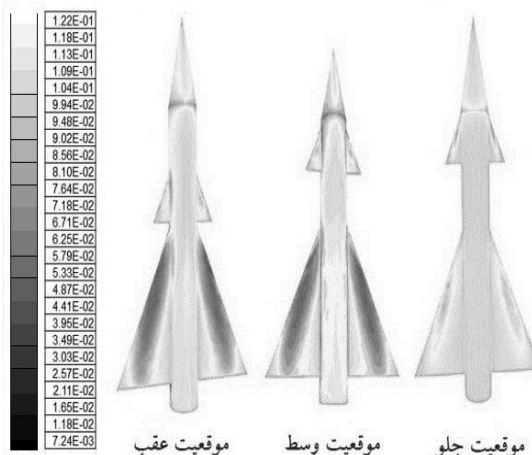
مختلف کانارد			
بازده آیرودینامیکی	ضریب پسا	ضریب برآ	موقعیت کانارد
۲/۹۲۶۱۹۹۲۶۲	۰/۲۷۱	۰/۷۹۳	کانارد بالا
۳	۰/۲۶	۰/۷۸	کانارد وسط
۳/۰۷۰۸۶۶	۰/۲۵۴	۰/۷۸	کانارد پایین
۳	۰/۲۶	۰/۷۸	کانارد جلو
۲/۵۵۰۶۰۷	۰/۲۴۷	۰/۶۳	کانارد وسط
۲/۸۳۳۳۳۳	۰/۱۸	۰/۵۱	کانارد عقب



شکل ۲۵- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.25$  برای موقعیت‌های عمودی کانارد



شکل ۲۶- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.5$  برای موقعیت‌های عمودی کانارد



شکل ۲۴- مقایسه خطوط همتراز ماخ بر روی سطح بالائی ترکیب بال و کانارد در موقعیت‌های طولی مختلف کانارد

بیشترین افت فشار مربوط به حالتی است که کانارد در موقعیت پایین‌تری نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است. در این حالت، دنباله ناشی از کانارد به مقدار بیشتری نسبت به سایر موقعیت‌های کانارد از روی سطح بالائی بال عبور می‌کند و سبب افت فشار بیشتری می‌شود. این نتایج مطابق با نتایج مرجع شماره [۱۰] می‌باشند. همین نتایج را از شکل ۲۹ که خطوط همتراز عدد ماخ را برای موقعیت‌های عمودی کانارد نشان می‌دهد، می‌توان فهمید. برای کانارد در موقعیت پایین، دنباله ناشی از کانارد و گردابه لبه حمله بال اصلی با هم یکی شده و سطح وسیعی از بال و بدنه را پوشانده‌اند.

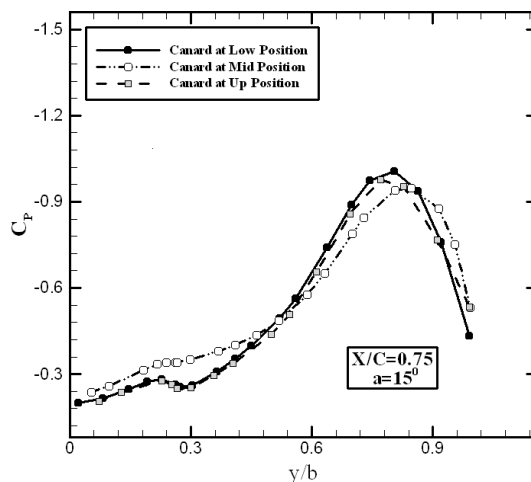
جدول ۵ به مقایسه ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و نسبت آنها در موقعیت‌های مختلف طولی و عمودی کانارد پرداخته است. مطابق با این جدول، برای حالتی که کانارد در موقعیت جلو و بالا نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته است، بیشترین مقدار نیروی برآ بدست می‌آید. همچنین کمترین مقدار نیروی پسا مربوط به حالتی است که کانارد نزدیک به بال اصلی و در امتداد آن باشد. درضمن، بیشترین مقدار بازده آیرودینامیکی (نسبت ضریب برآ به پسا) مربوط برای موقعیت‌های عمودی کانارد مربوط به موقعیت کانارد پایین و برای موقعیت‌های طولی مربوط به موقعیت کانارد جلو است.

### ۶- نتیجه‌گیری

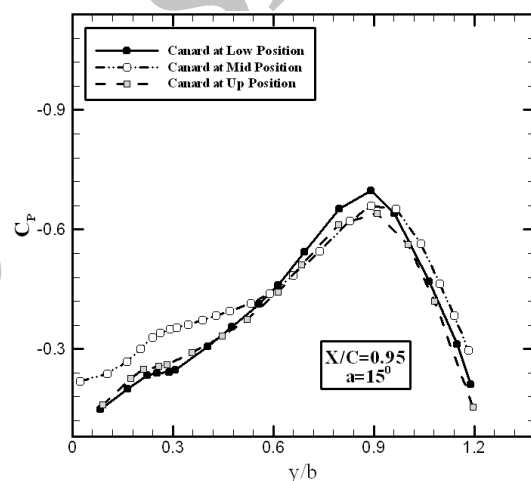
به منظور مطالعه اثر کانارد و موقعیت‌های طولی و عمودی آن بر توزیع فشار و ضرایب آیرودینامیکی، شبیه‌سازی عددی توسط نرم افزار فلوننت بر روی یک مدل بال هواپیمای مانورپذیر صورت گرفته است. شبیه‌سازی در سرعت جریان آزاد ۳۰ متر بر ثانیه که متناظر با عدد رینولدز  $5 \times 10^5$  و در زوایای حمله مختلف انجام شده است. کاناردها در موقعیت‌های مختلف نسبت به امتداد بال اصلی قرار گرفته‌اند. این موقعیت‌ها شامل سه موقعیت طولی جلو، وسط و عقب و سه موقعیت عمودی بالا، وسط و پایین می‌باشند. برای حل عددی از شبکه‌ی بی‌سازمان و مدل آشفتگی تنش رینولدز استفاده شده است. نتایج نشان می‌دهند که برای ترکیب بدنه و بال مثلی تنها، تا زاویه حمله ۲۵ درجه، تطابق بسیار خوبی با داده‌های تجربی و نتایج حل عددی وجود دارد. با اضافه نمودن کانارد به بال مثلی، تا زاویه حمله ۲۰ درجه تطابق بسیار خوبی بین داده‌های تجربی و شبیه‌سازی عددی انجام شده وجود دارد. به طوری که در زاویه حمله ۲۰ درجه اختلاف موجود در حدود ۳/۵ درصد است. اضافه نمودن کانارد به یک ترکیب بال مثلی به‌مراه بدنه، باعث می‌شود که در اثر تداخل دنباله ناشی از کانارد با گردابه بال اصلی، این گردابه بر روی سطح بالایی بال قوی‌تر و بزرگ‌تر شود و باعث گردد که جریان بیشتر به سطح بال بچسبد که این باعث به تعویق افتادن واماندگی بال و افت فشار روی بال می‌گردد. همچنین بررسی اثر موقعیت‌های طولی و عمودی کانارد نسبت به بال اصلی نشان می‌دهد که بیشترین افت فشار مربوط به حالتی است که کانارد در موقعیت‌های وسط و پایین نسبت به بال اصلی قرار دارد. در ضمن، بیشترین مقدار نیروی برآ مربوط به کانارد در موقعیت بالا و کمترین مقدار نیروی پسا مربوط به موقعیت عقبی کانارد است.

### ۷- مراجع

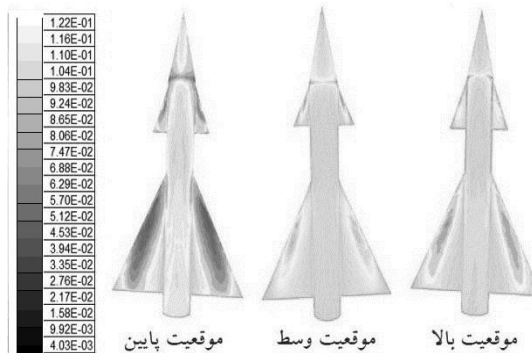
- [1] Agnew JW, Lyerla GW, Grafton SB (1980) The linear and non-linear aerodynamics of three surface aircraft concepts. AIAA 80-1581: 211-221.
- [2] شرفی الف، سلطانی مر (۱۳۸۹) اثرات شکل و موقعیت پیش بال روی توزیع فشار بال یک مدل هواپیمای مانورپذیر. نشریه علمی پژوهشی مهندسی هوانوردی ۳۱-۱۱ (۱): ۱۲.
- [3] Hummel D (1989) Effect of canard position on the aerodynamic characteristics of a close-coupled



شکل ۲۷- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.75$  برای موقعیت‌های عمودی کانارد



شکل ۲۸- مقایسه تغییرات ضریب فشار در راستای دهانه بال در مقطع  $X/C = 0.95$  برای موقعیت‌های عمودی کانارد



شکل ۲۹- مقایسه خطوط هم‌تراز ماخ بر روی سطح بالایی ترکیب بال و کانارد در موقعیت‌های عمودی مختلف کانارد

- [10] Manshadi MD, Sharafi A, Soltani MR (2012) An experimental investigation of the effects of canard position on the aerodynamic forces of a fighter type configuration model. *Jast* 9(2): 15-24.
- [11] Soltani MR, Askari F, Davari AR, Nayeبزاده A (2010) Effects of canard position on wing surface pressure. *Scintia Iranica J, Trans B: Mech Eng* 17(2): 136-145.
- [۱۲] سلطانی مر، داوری عر، ایزدخواه م (۱۳۹۱) تأثیر موقعیت عمودی کانارد بر میدان سرعت روی بال مثلثی. *مجله علمی و پژوهشی شریف* ۲۱-۱۵: ۳(۱): ۲۸.
- [13] Samimi S, Davari AR, Soltani MR (2013) Canard-wing interactions in subsonic flow. *Iranian J Sci Technol* 37(M2): 133-147.
- [14] Davari AR, Askari F, Soltani MR (2015) Canard flow improvement in a split canard configuration. *J Aerospace Eng* 229(6): 1076-1087.
- [15] Kolmogorov AN (1991) Local structure of turbulence in incompressible viscous fluid for very large reynolds number. *Math Phys Sci* 434(1890): 9-13.
- [16] Launder BE, Spalding DB (1972) *Lecture in mathematical methods of turbulence*. Academic Press, London, England.
- canard configuration at low speed. *AGARD-CP-465*, pp. 7-1 to 7-8
- [4] Behrbohm H (1965) Basic low speed aerodynamics of the short-coupled canard configuration of small aspect ratio. *SABB TN-60*.
- [5] Er-El J, Seginer A (1985) Vortex trajectories and breakdown on wing-canard configuration. *J Aircraft*. 22(8): 641-648.
- [6] عباسی الف (۱۳۷۹) بررسی اثرات کانارد روی توزیع فشار بال مدل یک جنگنده با قابلیت مانور بالا. پایان‌نامه کارشناسی ارشد، دانشگاه صنعتی شریف.
- [7] Hummel H, Oelker HC (1994) Low-speed characteristics for the wing-canard configuration of the international vortex flow experiment. *J Aircraft* 31(4): 868-878.
- [8] Bergmann A, Hummel D (2001) Aerodynamic effects of canard position on a wing body configuration in symmetrical flow. *AIAA* 2001-0116:1-15.
- [۹] سلطانی مر، شرفی الف، دهقان منشادی م (۱۳۸۷) بررسی میدان سرعت حول یک ترکیب بال کانارد با استفاده از روش های تجربی و شبکه عصبی. *مجله علمی و پژوهشی شریف* ۱۴۳-۱۳۵: ۴۶(۴): ۲۴.

Archive