



## مقایسه تاثیر تیغه‌های مکانیکی و جت‌های دمشی کنترل جریان تراکم پذیر در یک کانال دیفیوزور انحنادار با استفاده از روش عددی

ایمان مقصودی<sup>۱</sup>، محمد علی وزیری زنجانی<sup>۲</sup> و مصطفی محمودی<sup>۳\*</sup>

<sup>۱</sup> دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، گرایش پيشرانش، مجتمع هوافضای دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

<sup>۲</sup> دانشیار، مهندسی هوافضا، مجتمع مکانیک و هوافضای دانشگاه صنعتی مالک اشتر، شاهین شهر

<sup>۳</sup> استادیار، مهندسی هوافضا، مجتمع دانشگاهی هوافضای دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران

مقاله مستقل؛ تاریخ دریافت: ۱۳۹۵/۰۵/۱۷؛ تاریخ بازنگری: ۱۳۹۵/۱۲/۱۷؛ تاریخ پذیرش: ۱۳۹۶/۰۲/۳۱

### چکیده

در این تحقیق مقایسه حل عددی رفتار جریان با نتایج آزمایش تجربی در یک کانال واگرای انحناء دار در سه حالت کانال لخت، کانال با نصب تیغه‌های گردابه ساز مکانیکی و کانال با نصب عملگرهای جت دمشی صورت گرفته است. در حل عددی، ۵ مدل توربولانسی SP-AL، K-ε-RNG، Transition-SST، RSM-Stress-Omega و RSM-LPS بکار گرفته شده است. بررسی کانتورهای سرعت و لزجت گردابه‌ای در صفحه مرکزی و خطوط جریان سطح پایینی و نواحی تجمع گردابه‌ها نشان داد که مدل RSM-St-Om، انحناء خطوط جریان در ناحیه جدایش و نواحی گردابه‌ای را دقیق‌تر از مدل‌های دیگر تخمین می‌زند. کانتورهای نسبت فشار کل در انتهای کانال در مدل‌های SP-AL، Transition-SST و RSM-St-Om، انطباق بالاتری با نتایج تجربی نشان می‌دهد. مقایسه نمودار نسبت فشار در کانال لخت و کانال با عملگرهای جت دمشی با نتایج آزمایش تجربی نشان داد که به دلیل حضور پدیده جدایش، مدل RSM-St-Om به خوبی نقاط شروع و پایان حباب جدایش و طول منطقه جدایش را تخمین می‌زند. بررسی منحنی نسبت فشار در کانال با تیغه‌های مکانیکی نیز نشان داد که به علت از بین رفتن جدایش، مزیت روش RSM-St-Om نیز کاهش یافته، تمامی مدل‌ها نتایج تقریباً یکسانی ارائه می‌دهند.

**کلمات کلیدی:** دهانه ورودی انحناء دار؛ بازیافت فشار؛ ضریب اغتشاش؛ جریان ثانویه؛ گردابه سازها.

## Numerical Comparison of Mechanical Vanes and Blowing Jet Flow Control Effects In a Diffusing Curved Duct

I. Maghsoudi<sup>1</sup>, M. A. Vaziri<sup>2</sup>, M. Mahmoodi<sup>3,\*</sup>

<sup>1</sup> Ph.D. Student, Aerospace. Eng., Malek Ashtar Univ., Tehran, Iran

<sup>2</sup> Assoc. Prof., Aerospace. Eng., Malek Ashtar Univ., Shahin Shahr, Iran

<sup>3</sup> Assis. Prof., Aerospace. Eng., Malek Ashtar Univ., Tehran, Iran

### Abstract

In this research, comparative numerical investigation of flow behavior of curved diffuser in three cases of bare duct, duct with mechanical vortex generators and duct with microjet actuators is done. Prediction of five turbulence models of SP-AL, K-ε-RNG, Transition-SST, RSM-Stress-Omega and RSM-LPS are compared with experimental results. Curvature of flow streamlines and vortex core flow in separation region are well predicted by the RSM-St-Om model. Comparison of total pressure ratio contours shows that SP-AL, Transition-SST and RSM St-Om models have more similarity with experimental test data contours at aerodynamic interface plane (AIP). Comparison of walls pressure ratio of bare duct and duct with microjet actuators with experimental data shows that because of the presence of separation, onset and end points of separation bubble and length of separation region are well predicted by RSM-St-Om model. Because of elimination of separation phenomena in case of duct with mechanical vortex generators, advantage of RSM-St-Om model is decreased and almost all turbulence models have similar pressure ratio results.

**Keywords:** Curved inlet, Pressure Recovery, Distortion coefficient, Secondary flow, Vortex generators

## ۱- مقدمه

یکی از نیازمندی‌های پیکربندی هواپیمای بدون سرنشین پنهان کار، بازتابش کم امواج راداری و مادون قرمز است. از این منظر در سیستم پیش‌ران‌ش این پیکربندی‌ها، موتور داخل بدنه جانمایی شده، می‌بایست از دهانه‌های ورودی و نازل‌های خروجی مارپیچی و پوشش داده شده توسط بدنه استفاده شود. کانال‌های ورودی هوای مارپیچی، پره‌های کمپرسور و صفحه موتور را از دید مستقیم امواج راداری دور نگه می‌دارد. متداولترین نوع از دهانه‌های مارپیچی، کانال‌های S شکل [۱ و ۲] می‌باشند و نوع دیگر، ورودی‌های دو پیچشده<sup>۱</sup> می‌باشند. ماهیت جریان در هر دو نوع کانال ذکر شده در بالا یکسان بوده، با توجه به تحقیقات صورت گرفته، دو عامل باعث بوجود آمدن افت جریان در انتهای این دیفیوزرها می‌گردد؛ عامل اول، جدایش ناشی از لایه مرزی مغشوش و عامل دوم، تشکیل جریان ثانویه داخل کانال است. این دو عامل منجر به افت فشار کل و اغتشاش<sup>۲</sup> زیاد جریان در انتهای کانال می‌گردند. کاهش بازیافت فشار کل، منجر به افت کارایی موتور و افزایش مصرف سوخت می‌شود و اغتشاش در صفحه ورودی موتور نیز، باعث عدم پایداری در مشخصه‌های دینامیکی کمپرسور شده، نواحی نوسان شدید<sup>۳</sup> و واماندگی موتور را در منحنی مشخصه‌ها پایین‌تر می‌آورد.

جهت فائق آمدن بر مشکلات جریان و کاهش اغتشاش در ورود به موتور، از روش‌های غیر فعال [۳ و ۴]، فعال [۵] و ترکیبی [۶] کنترل لایه مرزی استفاده می‌شود. در روش غیر فعال کنترل لایه مرزی، از گردابه سازهای مکانیکی به صورت چینش ردیف‌هایی از تیغه‌ها جهت کاهش افت و جدایش جریان استفاده شده، در روش فعال کنترل لایه مرزی، از دمش پیوسته یا پالسی جریان بوسیله عملگرهای جت دمشی به داخل لایه مرزی بهره گرفته می‌شود.

با توجه به طبیعت چالش برانگیز جریان در کانال‌های ورودی انحنادار، تحقیقات روی شناخت جریان و تاثیر روش‌های کنترل لایه مرزی بر طبیعت جریان در این کانال‌ها، از اهمیت زیادی برخوردار است. در آزمایش‌های تجربی، امکان شناخت بصری کامل پدیده‌های جریان در این کانال‌ها

وجود نداشته، از این رو ارائه روش دقیق و صحیح حل عددی جریان که قادر به تخمین شرایط جریان‌های چرخشی و جریان‌های با گرادیان فشاری معکوس می‌باشند، مورد توجه یافته‌های چند سال اخیر محققان بوده است.

لوپز و همکاران [۷]، شبیه سازی گردابه بزرگ<sup>۴</sup> جریان را در کانال S شکل در رینولدز ۱۳۸۰۰ انجام دادند. نتایج، توانایی روش عددی را در تخمین اثرات پایدار کننده و غیر پایدارکننده به واسطه انحناء محدب و مقعر کانال نشان داد. بررسی تجربی و عددی جریان در یک کانال مارپیچ در ماخ ورودی ۰/۱۷ (رینولدز براساس قطر ورودی ۱/۰۲ میلیون)، توسط کرک و همکاران [۸] صورت گرفت. هندسه کانال، دارای دهانه ورودی عدسی شکل و سطح مقطع واگرای لوبیایی به دایروی در صفحه انتهایی کانال و نسبت طول به قطر انتهایی کانال  $L/D = 2/5$  بود. بررسی عددی شامل، مقایسه کد دو معادله‌ای K-ε در نرم افزار فلوئنت<sup>۵</sup> و کد بومی UNS3D بود. نتایج دو روش عددی و نتایج آزمایش تجربی با هم مقایسه گردید که بر اساس نتایج بدست آمده در محل جدایش تخمین‌ها، دارای خطا بود. گرولیموس و همکاران [۹]، حل عددی جریان در کانال مارپیچ را برای اولین بار بوسیله مدل Reynolds-stress و مدل K-ε انجام دادند. نتایج حل با استفاده از روش RSM، با نتایج آزمایش‌های تجربی همخوانی داشت؛ ولی نتایج حل با روش K-ε تفاوت زیادی را نشان داد. گوپلایا و همکاران [۱۰]، بررسی عددی یک کانال S شکل را با انحراف از محورهای عمودی و افقی<sup>۶</sup> انجام دادند. در این تحقیق، از مدل‌های توربولانسی دو معادله‌ای K-ε و SST و K-ω استفاده شد. مقایسه انجام شده بین ضریب فشار استاتیک در زوایای چرخش مختلف با نتایج آزمایش تجربی، دارای اختلاف زیادی بودند. فیولا [۱۱]، شبیه‌سازی عددی جدایش جریان و جریان ثانویه را در کانال S شکل استاندارد ناسا انجام داد. در این تحقیق مدل‌های SP-AL، K-ω SST و K-ε و Transition SST بررسی گردید. بر اساس نتایج بدست آمده مدل‌های مورد نظر قادر به تخمین ضریب فشار در ناحیه جدایش جریان نبوده، اختلاف قابل توجهی با نتایج آزمایش تجربی در این ناحیه وجود داشت.

<sup>4</sup> Large Eddy<sup>5</sup> Fluent<sup>6</sup> Offset<sup>1</sup> Double S-Shaped Diffuser<sup>2</sup> Distortion<sup>3</sup> Surge

شرایط پروازی برسد. مقدار نسبت مساحت ورودی به خروجی کانال، برابر  $1/52$  است که قطر مقطع ورودی آن برابر،  $D2 = 164 \text{ mm}$  و  $D1 = 131/15$  و قطر مقطع خروجی برابر،  $D2 = 164 \text{ mm}$  است. منحنی مرکزی کانال از دو قطاع دایروی با زاویه  $30^\circ$  درجه و با شعاع ثابت ایجاد شده که به یکدیگر مماس شده‌اند که منجر به مقدار انحراف عمودی برابر  $D1/34$  می‌شود. مقطع انتهایی کانال از طریق یک مبدل به طول  $100 \text{ mm}$  به کانال مقطع ثابت (به قطر  $195/34 \text{ mm}$  و طول  $735/78 \text{ mm}$ ) متصل شده که جسم مرکزی شبیه به توپی موتور<sup>۱</sup> در مرکز آن قرار گرفته است. انتهای این کانال، به منبع مکش متصل است. مشخصات هندسی مدل آزمایش به طور مبسوط در شکل ۱ آمده است [۱۵].

مدل به طور تطبیقی و به نحوی طراحی شده است که قابلیت نصب تجهیزات کنترل جریان داخل را داشته باشد. در خلال آزمایش‌ها، مدل می‌تواند به صورت لخت آزمایش شده و یا بوسیله نصب آرایشی از گردابه سازهای مکانیکی و یا عملگرهای میکروجت دمشی روی سطح پایینی کانال جهت کاهش و یا از بین بردن ناحیه جدایش جریان تجهیز شود. در حالت کانال با کنترل جریان غیر فعال توسط گردابه سازهای مکانیکی، تعداد ۸ گردابه ساز مکانیکی تیغه‌ای (۴ عدد در هر طرف سطح پایینی کانال) با طول  $24 \text{ mm}$  و ارتفاع  $6 \text{ mm}$  و با زاویه نصب  $18^\circ$  درجه نسبت به جریان در نسبت طولی  $S/D_1 = 1/65$  از ابتدای کانال (S) برابر طول در جهت منحنی مرکزی کانال است)، جهت کاهش دادن افت ناشی از جدایش جریان روی سطح پایینی کانال نصب گردیده است [۱۵] (شکل ۱).

در حالت کانال با کنترل فعال جریان از تعداد ۱۴ سوراخ میکروجت (۷ عدد در هر طرف کانال) با فاصله  $7 \text{ cm}$  از یکدیگر در یک ردیف عرضی و با زاویه پاشش  $45^\circ$  درجه نسبت به صفحه تقارن کانال استفاده شده است. محل نصب ردیف میکروجت‌ها در نسبت طولی  $S/D_1 = 1/78$  قرار داشته و قطر هر یک از آن‌ها، برابر  $1 \text{ mm}$  است. مقدار سرعت جریان دمشی به صورت ثابت و یکنواخت در دو حالت  $85 \text{ m/s}$  و  $150 \text{ m/s}$  در خلال آزمایش‌ها تنظیم می‌شود [۱۵] (شکل ۱).

پال و همکاران [۱۲]، کار مقایسه تجربی و عددی اثر گردابه سازهای غیر فعال را در یک کانال S شکل انجام دادند. در بررسی عددی از روش‌های دو معادله‌ای  $K-\omega$  و  $RNG K-\epsilon$  و SST استفاده شد که نتایج دارای خطا بود. گرولیموس [۱۳]، نوع فرمول‌بندی روش RSM را در ۳ نوع کانال بدون انحناء، S شکل و مارپیچی توسعه داد و توانایی هر یک از این فرمول‌بندی‌ها را در تخمین نواحی جدایش و گردابه‌های جریان بررسی نمود. برنس و همکاران [۱۴]، ترکیب روش‌های عددی RANS و LES جهت ارزیابی رفتار جریان در داخل یک کانال مارپیچی آزمایش شده را بررسی کردند. نتایج تحلیل عددی توانایی بالای روش‌های ترکیبی را در تخمین پدیده‌های ناپایای جریان در منطقه جدایش جریان کانال نشان داد.

با توجه به تحقیقات انجام شده در بالا می‌توان دریافت که محققان در چند سال اخیر به دنبال یافتن روش‌های معتبر حل عددی جریان برای فایق آمدن بر طبیعت پیچیده جریان در کانال‌های مارپیچی بوده‌اند که اکثر این تحقیقات روی کانال‌های لخت (بدون تجهیزات کنترل جریان) صورت گرفته است. بنظر می‌رسد که جا دارد، یک بررسی کامل روی مدل‌های توربولانسی جهت شناخت جریان داخل کانال مارپیچی لخت و کانال با نصب گردابه سازهای فعال و غیر فعال کنترل جریان صورت گرفته، با بکارگیری و مقایسه مدل‌های توربولانسی به طور کیفی و کمی داخل کانال، میزان دقت هر یک از این روش‌ها بررسی شده، روش مناسب و قابل اعتماد در هر یک از حالات بدست آید.

## ۲- مشخصات کانال S شکل آزمایش تجربی

آزمایش‌های تجربی روی مدل انتخاب شده جهت انجام تحلیل عددی در این تحقیق، در مرجع [۱۵] صورت گرفته که این مدل یک مدل مقیاس شده از کانال مرجع [۱۶] است. با توجه به قابل اعتماد بودن نتایج داده برداری فشاری در آزمایش تجربی، از نتایج بدست آمده در آن جهت مقایسه با حل عددی جریان استفاده می‌شود. مدل شامل، دهانه زنگوله-ای به شعاع  $63/42 \text{ mm}$ ، لوله ورودی قطر ثابت، کانال S شکل با مقاطع دایروی و یک لوله کوتاه به طول  $64 \text{ mm}$  بوده که به صفحه داده برداری فشاری در انتهای کانال ختم می‌شود.

طول لوله قطر ثابت برابر  $275 \text{ mm}$  است که به جریان اجازه می‌دهد کاملاً توسعه یافته شده، به عدد ماخ بیانگر

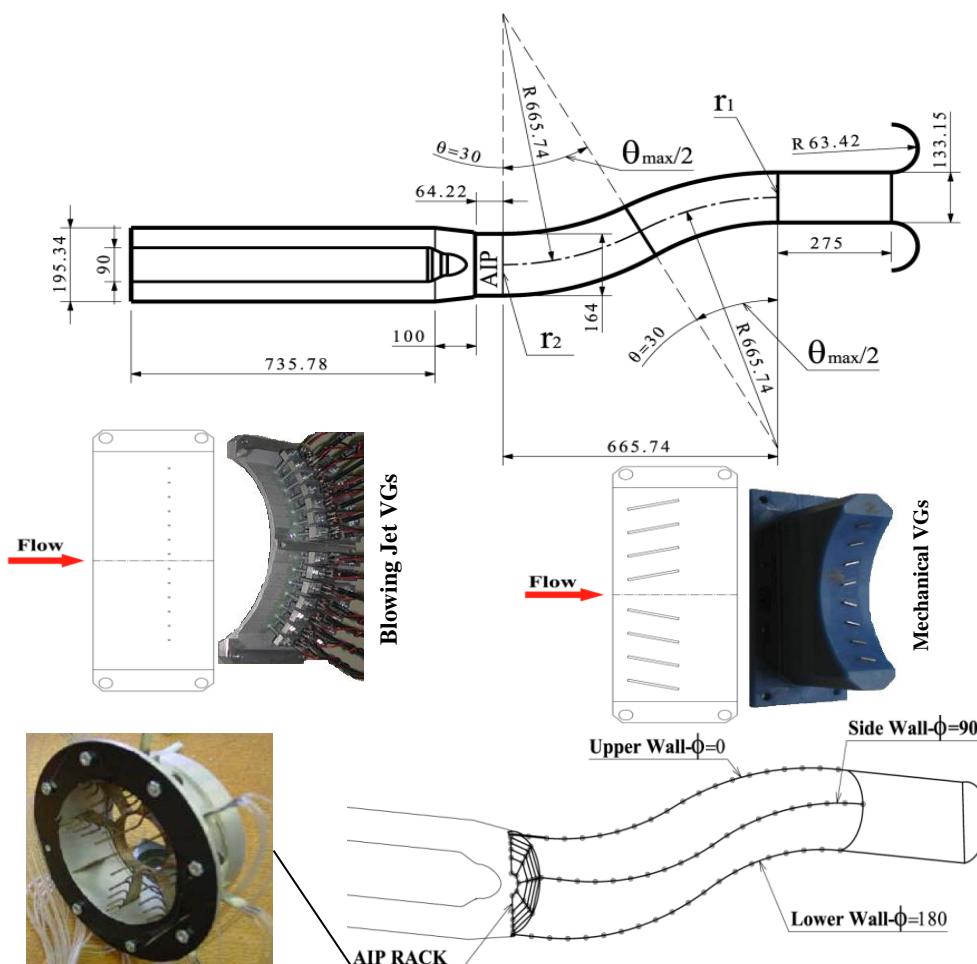
<sup>1</sup> Engine Hub

### ۳- شبکه بندی و شرایط مرزی مسئله

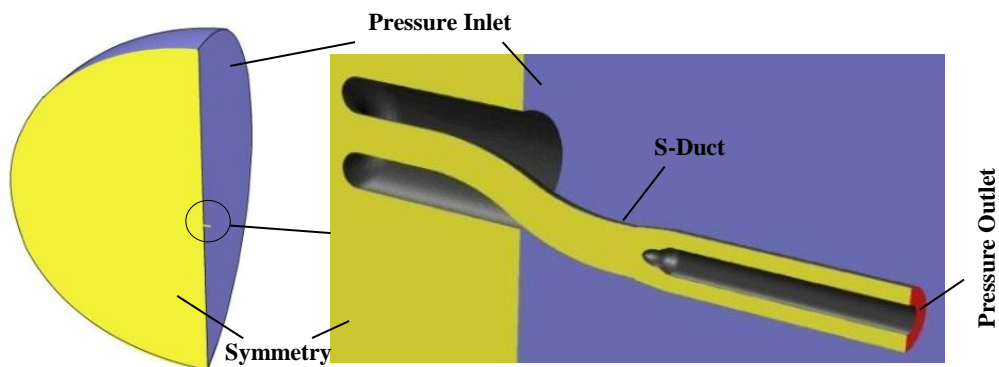
مرزهای فضای حل به صورت مرز فشار دوردست در فضای بیرونی و مرز فشار خروجی در انتهای کانال در نظر گرفته می‌شود (شکل ۲). به علت متقارن بودن فضای حل، شبکه بندی در نرم افزار Ansys ICEM روی نیم مدل صورت گرفته و نوع شبکه بکار رفته از نوع با ساختار بوده و تعداد المان آن برابر  $8 \times 10^6$  در نظر گرفته می‌شود. فاصله اولین سلول در نزدیکی دیواره جهت حل مناسب جریان در زیر لایه لزوج طوری تنظیم شده که منجر به  $Y^+$  کمتر از ۱/۵ در تمامی تحلیل‌ها می‌گردد. نوع المان بکار رفته از نوع با ساختار O-grid داخل کانال و دهانه زنگوله‌ای صورت گرفت که منجر به ایجاد ۵ بلوک در بیرون کانال و ۹ بلوک داخل کانال گردید

(شکل ۳). در بیرون کانال بلوک‌های ۱ و ۲ از نوع شبکه بندی O-Type غیر لزوج و بلوک‌های ۳ و ۴ و ۵ از نوع شبکه بندی O-Type لزوج می‌باشند. داخل کانال بلوک‌های D1 و D2 و D3 از نوع شبکه بندی H-Type غیر لزوج و بلوک‌های V1 تا V6 از نوع شبکه بندی O-Type لزوج می‌باشند (شکل ۳).

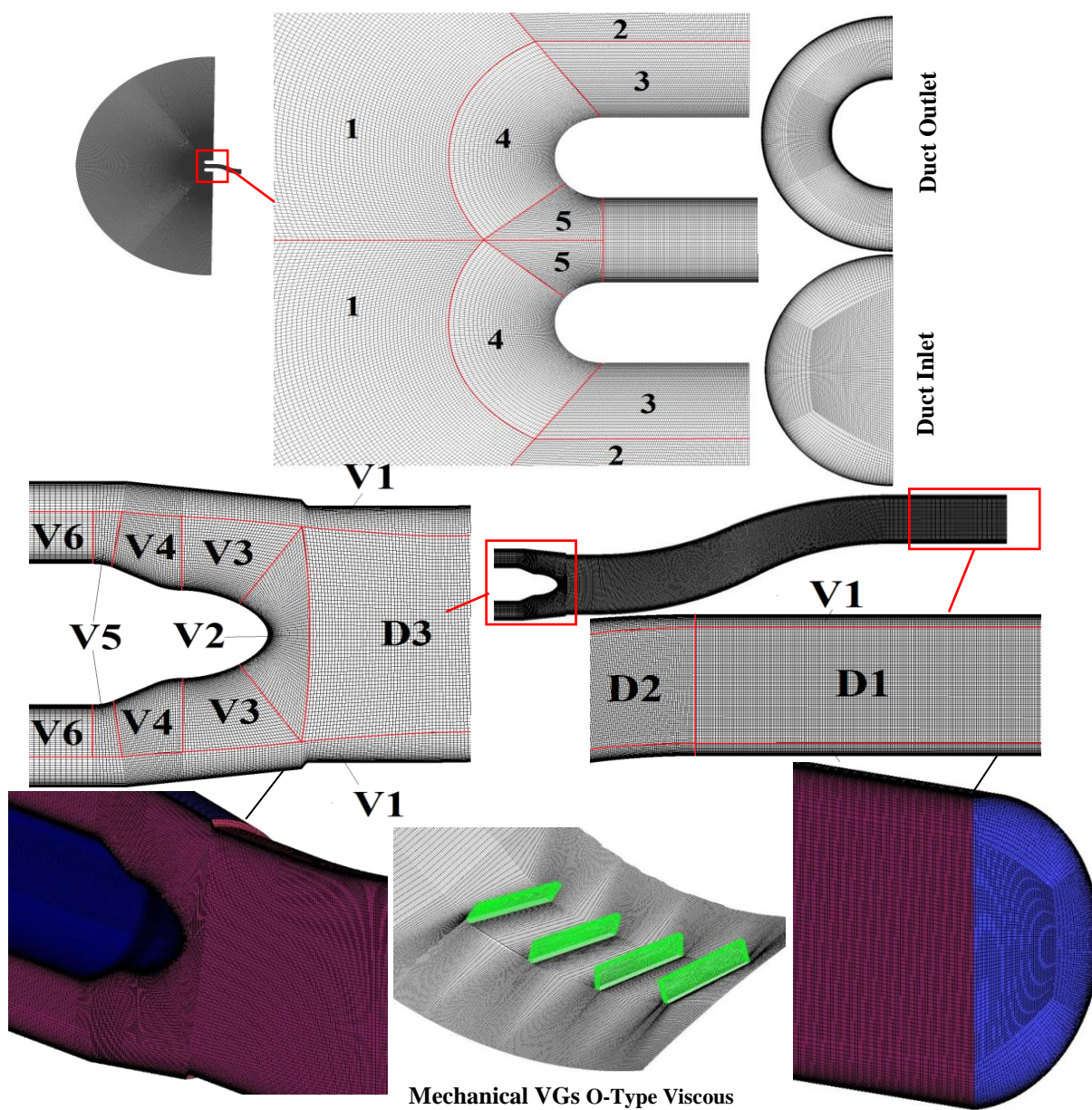
ساختار شبکه بندی در حالت کانال با عملگرهای جت دمشی تفاوتی با حالت کانال لخت نداشته، روزنه‌های دمشی روی سطح کانال مدل شده‌اند. در حالت کنترل جریان با تیغه‌های مکانیکی نیز بلوک‌های شبکه بندی با ساختار حول تیغه‌ها افزایش یافته و همانند شکل ۳ بلوک‌های حول تیغه‌ها از نوع شبکه بندی O-Type لزوج است.



شکل ۱- مشخصات هندسی کانال S شکل، گردابه سازهای مکانیکی و دمشی و نقاط داده برداری فشاری در کانال آزمایش تجربی مرجع [۱۵]

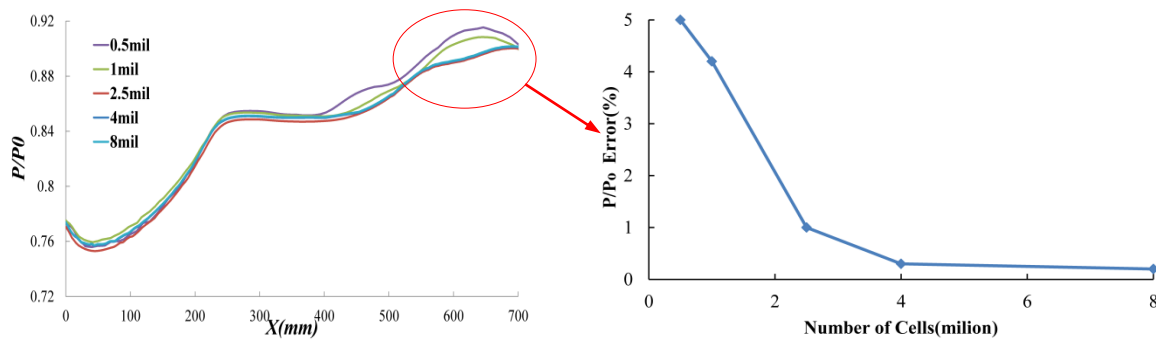


شکل ۲- شرایط مرزی جریان در حل عددی



شکل ۳- ساختار و بلوکهای شبکه بندی با ساختار در فضای حل بیرونی و داخل کانال مارپیچی لخت و کانال با تیغه های مکانیکی





شکل ۴- مقایسه خطای تخمین نسبت فشار منطقه جدایش جریان کانال در ۵ مدل با تعداد سلول‌های ۰/۵، ۱، ۲/۵، ۴ و ۸ میلیون

۰/۰۰۰۱ و عدم تغییر مقادیر دو کمیت فشار کل و دبی در صفحه AIP، در هر ۵۰ تکرار متوالی در نظر گرفته شد.

#### ۴- بیان ریاضی مدل‌های توربولانسی

در این تحقیق، از روش‌های حل معادلات نویر استوکس بر اساس مدل‌های متوسط‌گیری شده رینولدز استفاده می‌شود. در مدل‌های متوسط رینولدز، متغیرهای حل در معادلات نویر استوکس واقعی که به صورت لحظه‌ای می‌باشند، به عبارت‌های متوسط (متوسط‌گیری شده مجموع یا متوسط‌گیری شده زمانی) و اجزاء نوسانی<sup>۶</sup> تقسیم می‌شوند [۱۷].

$$u_i = \bar{u}_i + u'_i \quad (۴)$$

با این ترتیب برای فشار و دیگر متغیرهای کمی رابطه (۵) برقرار است

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \quad (۵)$$

با جایگزینی معادلات بالا در معادلات اصلی نویر استوکس، این معادلات به فرم روابط (۶-۷) در می‌آیند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (۶)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = & - \frac{\partial p}{\partial x_i} \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_l}{\partial x_l} \right) \right] \\ & + \frac{\partial}{\partial x_j} (-\rho \bar{u}'_i \bar{u}'_j) \end{aligned} \quad (۷)$$

#### ۳-۱- استقلال از حل شبکه

استقلال از حل شبکه روی ۵ مدل با تعداد سلول‌های  $۰/۵ \times 10^6$ ،  $۱ \times 10^6$ ،  $۲/۵ \times 10^6$ ،  $۴ \times 10^6$  و  $۸ \times 10^6$  بررسی گردید که نتایج تخمین روی دیواره پایینی نشان داد که تعداد المان‌های  $۴ \times 10^6$  و  $۸ \times 10^6$  دارای تراکم فضایی مناسبی جهت نمایش اثرات جریان در لایه مرزی و در نواحی تشکیل و انتقال جریان ثانویه بوده، نتایج تخمین نسبت فشار در آن‌ها بر هم منطبق است (شکل ۴).

#### ۳-۲- الگوریتم حل و معیار همگرایی

حل عددی بر اساس الگوریتم فشار مبنای تفکیکی<sup>۱</sup> و کوپلینگ سرعت فشار، از روش سیمپل<sup>۲</sup> صورت پذیرفت. نحوه گسسته‌سازی فضایی میدان حل نیز، به صورت حداقل مربعات پایه سلولی<sup>۳</sup> برای گرادیان و برای کمیت‌های فشار، چگالی، مومنتم، لزجت توربولانس<sup>۴</sup> و انرژی از مرتبه دوم<sup>۵</sup> انجام شده است.

حل توسط یک سیستم پردازش موازی ۶۴ هسته با ۳۲۰ گیگا بایت حافظه داخلی صورت گرفت و زمان هر یک از تحلیل‌ها، ۷۲۰۰ دقیقه بود که این زمان در مدل‌های ۷ معادله‌ای تنش رینولدز تا ۱۱۵۰۰ دقیقه افزایش یافت. معیار همگرایی در حل عددی رسیدن منحنی باقیمانده‌ها به دقت

<sup>۱</sup> Pressure Based Segregated Algorithm

<sup>۲</sup> Simple

<sup>۳</sup> Least Squares Cell Based

<sup>۴</sup> Turbulent Viscosity

<sup>۵</sup> Second Order

<sup>۶</sup> Fluctuating

RSM معادلات نویراستوکس را بوسیله حل توابع انتقالی برای تنش رینولدز<sup>۴</sup> به همراه یک معادله نرخ اتلاف<sup>۵</sup> انجام می‌دهد. این بدین معنی است که ۵ معادله انتقالی اضافی برای جریان ۲ بعدی و ۷ معادله انتقالی اضافی برای جریان ۳ بعدی مورد نیاز است. از این رو معادلات RSM، اثرات انحناء خطوط جریان<sup>۶</sup>، چرخش‌ها<sup>۷</sup>، گردش‌ها<sup>۸</sup> و تغییرات سریع در نرخ کرنش<sup>۹</sup> را به فرم دقیق‌تری نسبت به مدل‌های یک و دو معادله‌ای داده، توانایی بالاتری در تخمین رفتار جریان‌های پیچیده دارد [۱۷].

توابع انتقالی اصلی برای تنش‌های رینولدز  $\rho \overline{u'_i u'_j}$  به صورت رابطه (۹) است.

$$\begin{aligned} \underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{u'_i u'_j})}_{\text{Local Time Derivative}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_k \overline{u'_i u'_j})}_{C_{ij}=\text{Convection}} = \\ - \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_k} [\rho \overline{u'_i u'_j u'_k} + P'(\delta_{kj} u'_i + \delta_{ik} u'_j)]}_{D_{T,ij}=\text{Turbulent Diffusion}} \\ + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_k} \left[ \mu \frac{\partial}{\partial x_k} (\overline{u'_i u'_j}) \right]}_{D_{L,ij}=\text{Molecular Diffusion}} \\ - \underbrace{\rho \left( \overline{u'_i u'_k} \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right)}_{P_{ij}=\text{Stress Production}} \\ - \underbrace{\rho \beta (g_i \overline{u'_j \theta} + g_j \overline{u'_i \theta})}_{G_{ij}=\text{Buoyancy Production}} \\ + \underbrace{P' \left( \frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right)}_{\varphi_{ij}=\text{Pressure Strain}} \\ - \underbrace{2\mu \frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_j}{\partial x_k}}_{\varepsilon_{ij}=\text{Dissipation}} \\ - \underbrace{2\rho \Omega_k (\overline{u'_j u'_m} \varepsilon_{ikm} + \overline{u'_i u'_m} \varepsilon_{jkm})}_{F_{ij}=\text{Production by System Rotation}} \\ + \underbrace{S_{user}}_{\text{User-Defined Source Term}} \end{aligned} \quad (9)$$

تفاوت معادلات تنش رینولدز در نحوه مدل‌سازی عبارت کرنش فشاری<sup>۱۰</sup> در معادله (۹) است. در مدل Linear Pressure Strain، این عبارت به صورت خطی و توسط

در معادلات بالا که به معادلات نویراستوکس رینولدز متوسط معروف است، یک عبارت اضافی در انتهای معادلات مومنتم پدید می‌آید که اثر توربولانس را لحاظ می‌کند. این عبارت به تنش رینولدز  $\rho \overline{u'_i u'_j}$  معروف است.

#### ۴-۱- مدل سازی تنش رینولدز

مدلسازی تنش رینولدز در معادلات توربولانسی یک معادله‌ای تا ۴ معادله‌ای، بر اساس فرضیه بوزینسک<sup>۱</sup> صورت می‌گیرد که عبارت تنش رینولدز را به گرادیان‌های متوسط سرعت ربط می‌دهد.

فرض بوزینسک در مدل اسپارلارت آلماراس، K-ε، K-ω و Transition SST، به صورت رابطه (۸) مدل می‌شود.

$$\begin{aligned} -\rho \overline{u'_i u'_j} = \mu_t \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \\ - \frac{2}{3} \left( \rho k + \mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \delta_{ij} \end{aligned} \quad (8)$$

در معادله بالا عبارت  $\mu_t$  برابر لزجت توربولانس است که در معادلات مدل توربولانسی K-ε، بر اساس انرژی جنبشی توربولانس (K) و نرخ اتلاف توربولانس (ε) محاسبه شده، در معادلات K-ω بر اساس انرژی جنبشی توربولانس (K) و نرخ اتلاف ویژه (ω) محاسبه می‌شود.

در مدل توربولانسی RSM، فرض بوزینسک کاربرد نداشته، معادلات انتقالی برای هر یک از عبارت‌ها در تانسور تنش رینولدز حل می‌شود.

جهت بررسی صحت تخمین روش‌های بالا در حل جریان در کانال‌های مارپیچی، ۵ مدل توربولانسی RANS جهت حل پایای جریان داخل کانال، مورد بررسی قرار می‌گیرد. مدل یک معادله‌ای اسپارلارت آلماراس<sup>۲</sup>، مدل دو معادله‌ای K-ε RNG، مدل ۴ معادله‌ای Transition SST و مدل‌های هفت معادله‌ای RSM Linear Pressure-Strain (LPS) و RSM Stress Omega.

#### ۴-۲- مدل‌های تنش رینولدز (RSM)

بر خلاف مدل‌های یک معادله‌ای و دو معادله‌ای اغتشاشی که از فرضیه لزجت گرادیان‌های آیزنتروپیک<sup>۳</sup> استفاده می‌کنند، مدل

<sup>4</sup> Reynolds Stress

<sup>5</sup> Dissipation Rate

<sup>6</sup> Streamline Curvature

<sup>7</sup> Swirl

<sup>8</sup> Rotations

<sup>9</sup> Strain Rate

<sup>10</sup> Pressure Strain

<sup>1</sup> Boussinesq Hypothesis

<sup>2</sup> Spalart Almaras (SP-AL)

<sup>3</sup> Isentropic Eddy-Viscosity





در کانال لخت وسعت منطقه افت جریان در نیمه پایینی کانال در روش‌های RSM St-Om، Trans SST و SP-AL تطابق بالایی با نتایج آزمایش تجربی داشته، ولی در روش‌های RSM LPS و K-ε RNG، منطقه افت وسعت بیشتری نسبت به دیگر روش‌ها و نتایج آزمایش تجربی دارد. در میان مدل‌های بررسی شده مدل SP-AL تطابق بالاتری با نتایج آزمایش تجربی از خود نشان می‌دهد.

در حالت کنترل جریان غیر فعال، تیغه‌های مکانیکی جریان را از بالادست منطقه جدایش به سمت دیوارهای کناری کانال منحرف کرده، از این رو از جدایش جریان در قسمت سطح پایینی کانال جلوگیری می‌کنند. انحراف خطوط جریان به سمت دیواره‌های کناری، باعث بوجود آمدن دو ساختار متقارن از جریان ثانویه چرخشی در نزدیکی دیواره‌های کناری کانال شده، با انتقال این ساختار به انتهای کانال دو منطقه افت فشار کل در سمت راست و چپ صفحه AIP ایجاد می‌گردند. محل این دو منطقه افت مقداری بالاتر از نتایج کانتورهای تجربی بوده، وسعت این مناطق بیشتر از حالت آزمایش تجربی است. الگوی منطقه افت فشار در روش‌های RSM St-Om، Trans SST و SP-AL، K-ε RNG تا حدودی مشابه نتایج آزمایش تجربی است. در مدل RSM LPS ساختار شکل‌گیری جریان ثانویه با مدل‌های دیگر متفاوت است؛ به طوری که در مدل‌های دیگر ساختار جریان ثانویه بعد از میانه کانال به طور کلی از یکدیگر منفک شده، با فاصله از دیواره کناری به انتهای کانال می‌رسد؛ ولی در روش LPS، ساختار جریان ثانویه در موقعیتی پایینتر از مدل‌های دیگر و نزدیک دیواره شکل گرفته، منطقه افت وسیعتری را در انتهای کانال تشکیل می‌دهد.

در حالت کنترل جریان فعال با عملگرهای جت دمشی، در سرعت ۸۵ m/s، وسعت منطقه نسبت فشار کل در روش SP-AL تطابق بالایی با نتایج آزمایش تجربی داشته و در مدل‌های دیگر به غیر از مدل Trans SST، محدوده وسیعتری را شامل می‌شود. با افزایش سرعت دمش به ۱۵۰ m/s نیز منطقه افت نسبت به حالت دمش با سرعت ۸۵ m/s کاهش پیدا کرده که روش‌های RSM St-Om، Trans SST و SP-AL، تطابق بالاتری با نتایج آزمایش تجربی از خود نشان می‌دهد.

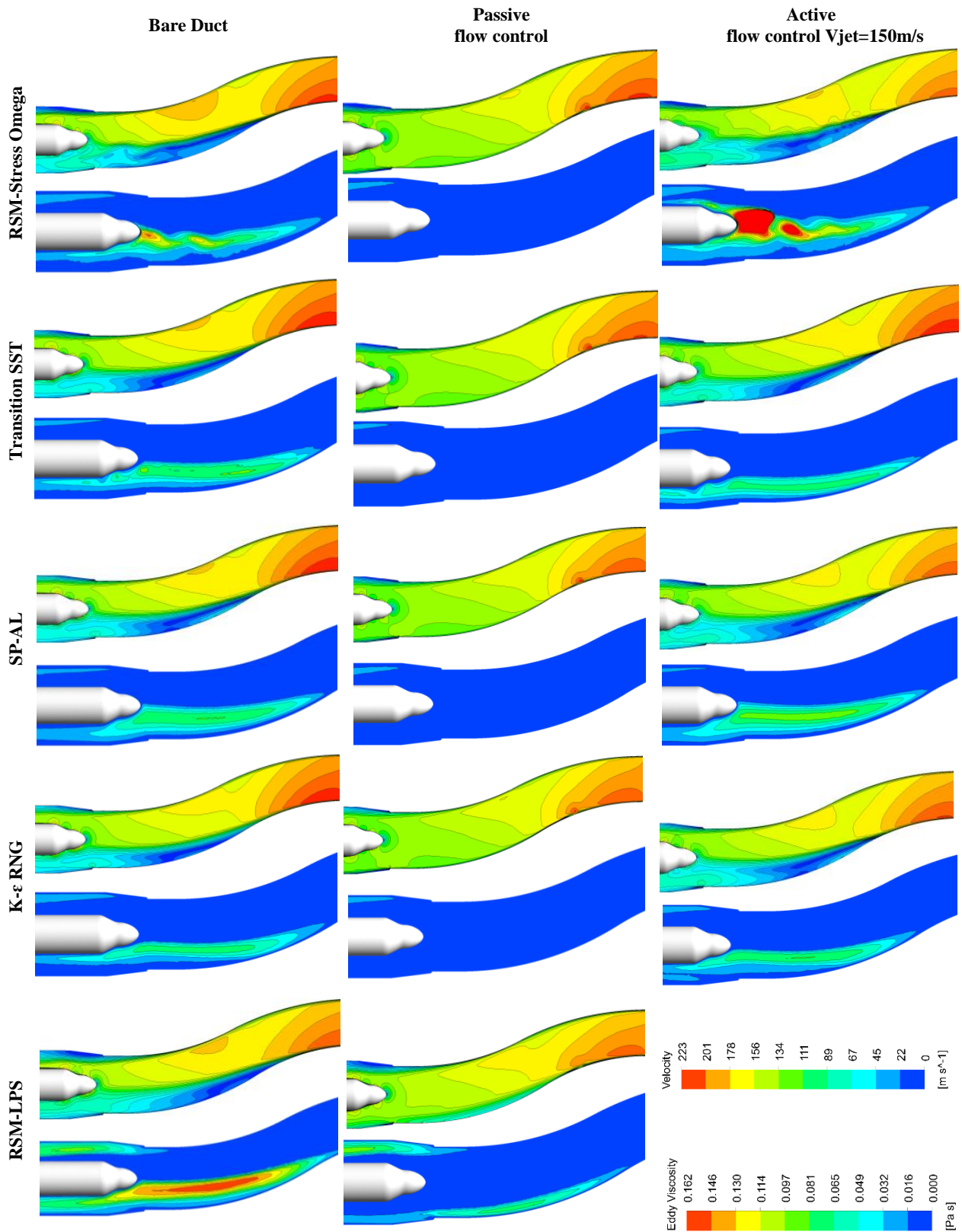
که به علت وجود جدایش در هر دو حالت، رفتار کانتورهای لزجت گردابه‌ای در منطقه جدایش مشابه یکدیگر بوده، انحنای کانتورها در تخمین این پارامتر در مدل RSM St-Om، بیشتر از روش‌های دیگر است. علت افزایش قابل توجه لزجت گردابه‌ای در انتهای کانال با عملگرهای جت‌دمشی در مدل RSM St-Om، اختلاط خطوط جریان دمش و خطوط جریان ناشی از جدایش در انتهای کانال است. در ۴ مدل دیگر، تخمین لزجت گردابه‌ای در ناحیه جدایش به صورت پیوسته و مشابه به یکدیگر است، با این تفاوت که در مدل K-ε RNG، مقادیر تخمین لزجت گردابه‌ای، کمتر از مدل‌های دیگر بوده، ولی در مدل RSM LPS، مقادیر تخمین بیشتر از مدل‌های دیگر است.

در کانال با نصب تیغه‌های مکانیکی به علت از بین رفتن جدایش در کانال مقادیر لزجت گردابه‌ای در صفحه مرکزی کانال بسیار کم بوده، به غیر از روش RSM LPS هیچ‌گونه گردابه‌ای در این مکان مشاهده نمی‌شود.

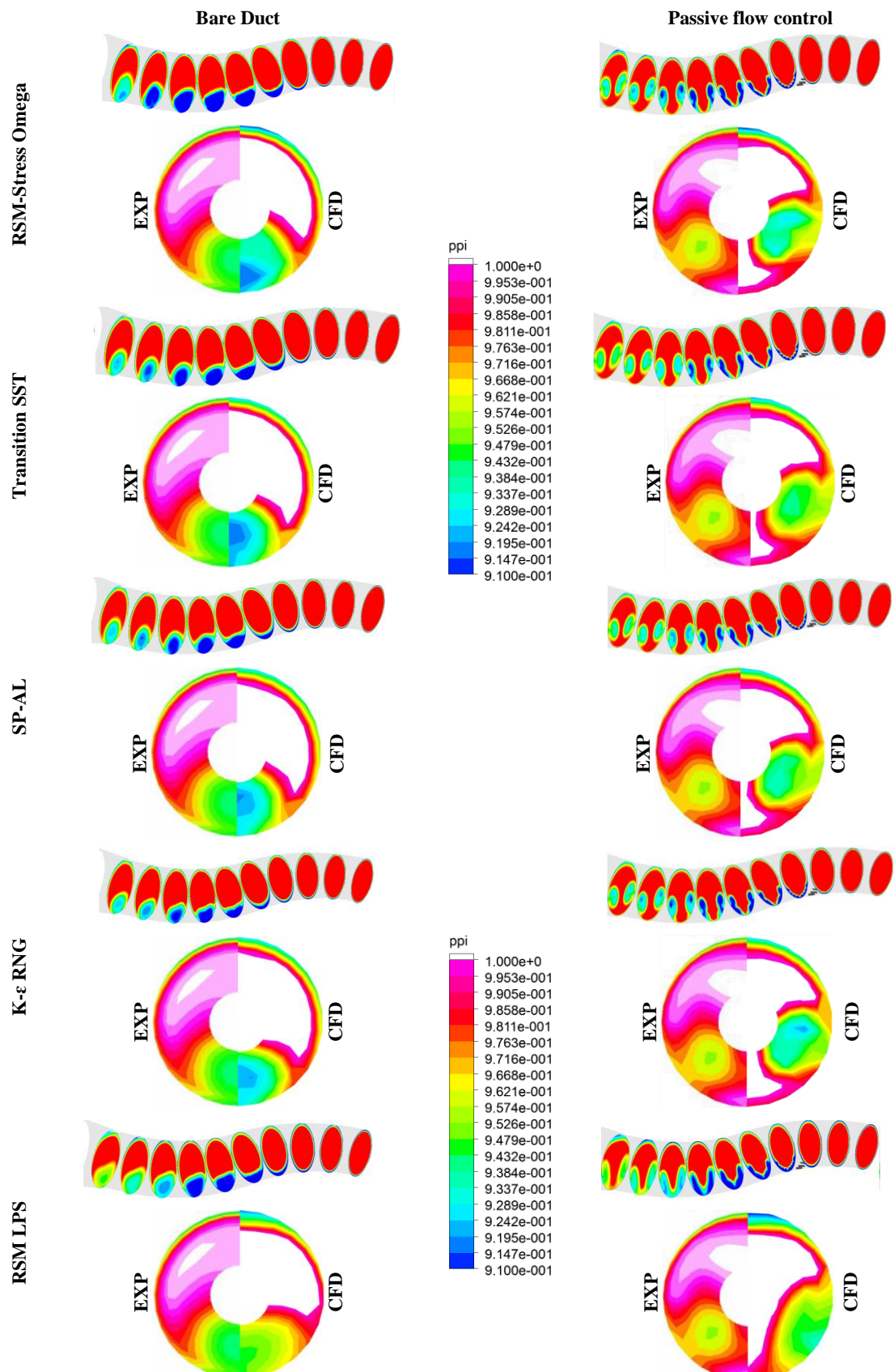
لازم به ذکر است که به علت حساسیت و عدم پایداری ذاتی مدل‌های تنش رینولدز در همگرایی نسبت به مدل‌های دیگر، مدل RSM LPS در حالت کنترل جریان با عملگرهای جت دمشی به معیار تعیین شده در بخش (۳-۲) همگرا نشد که علت آن اضافه کردن مومنتم به سیستم از طریق روزه‌های جت دمشی و اختلاط مومنتم داخل کانال است. به همین علت جهت اطمینان کامل از صحت نتایج ارائه شده در این تحقیق، نتایج مدل RSM LPS در حالت کانال با جت‌های دمشی از مقایسه صورت گرفته حذف می‌شود.

## ۵-۲- کانتورهای نسبت فشار کل در انتهای کانال

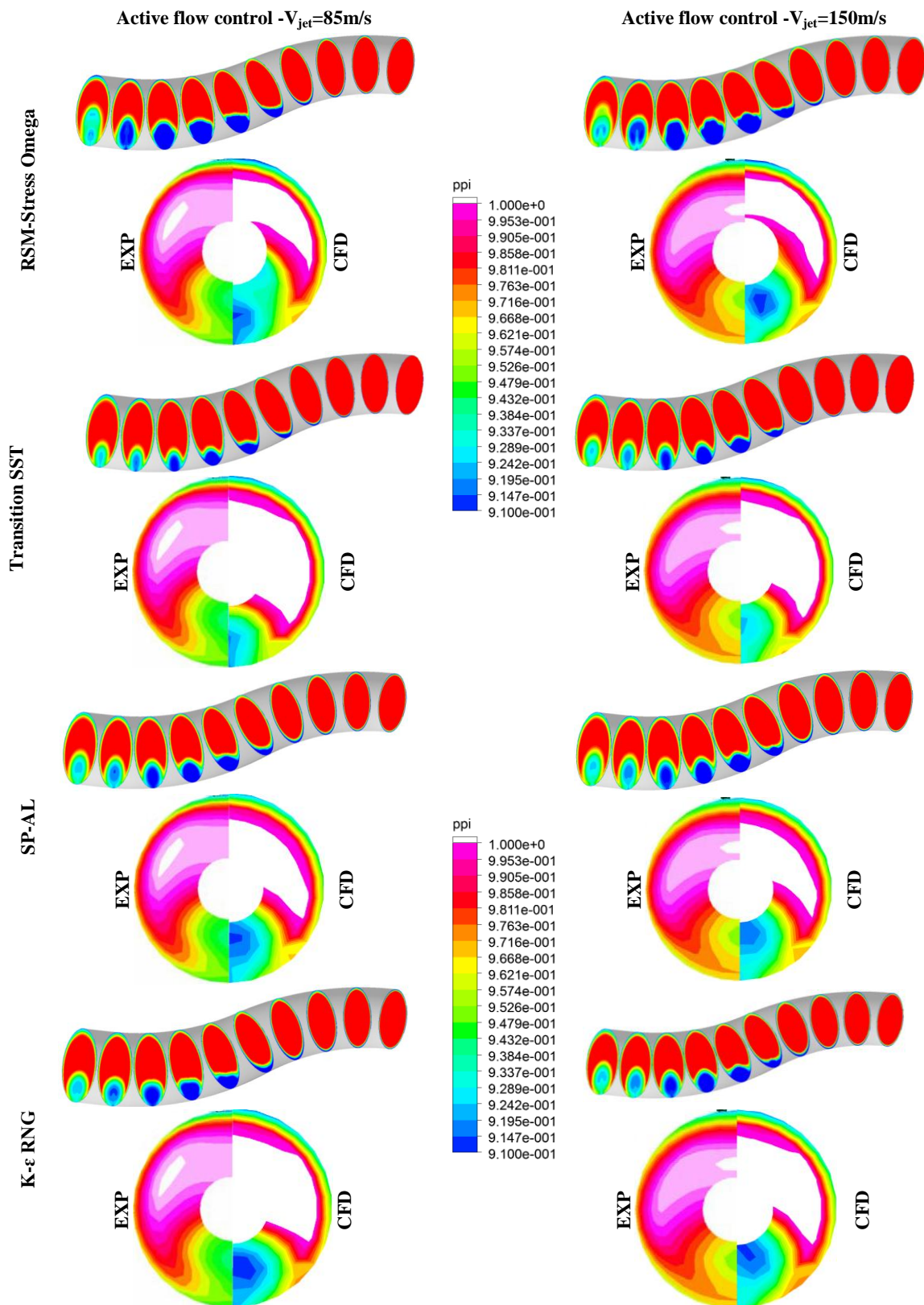
در شکل‌های ۶ و ۷، کانتورهای نسبت فشار کل در مقاطع طولی کانال به همراه مقایسه کانتورهای فشار کل با حالت آزمایش تجربی در مقطع انتهایی کانال برای هر سه حالت کانال لخت و کانال‌های با تیغه‌های مکانیکی غیر فعال و کانال با عملگرهای جت دمشی آمده است. با مقایسه کانتورها در هر سه حالت آزمایش می‌توان به این نتیجه رسید که مقادیر بیشینه نسبت فشار کل در AIP، بیشتر از نتایج آزمایش تجربی و مقادیر کمینه نسبت فشار کل، کمتر از مقادیر آزمایش تجربی است.



شکل ۵- کانتورهای سرعت (شکل بالایی) و لزجت گردابه ای (شکل پایینی) جریان در صفحه مرکزی در حالت کانال لخت و کانالهای با نصب تیغه های مکانیکی و عملگرهای جت دمشی در  $M_{AIP}=0.4$



شکل ۶- مقایسه کانتورهای نسبت فشار کل در صفحه AIP و مقاطع کانال با حالت آزمایش تجربی در کانال لخت و کانال با نصب تیغه های مکانیکی در  $M_{AIP} = 0.4$



شکل ۷- مقایسه کانتورهای نسبت فشار کل در صفحه AIP و مقاطع کانال با حالت آزمایش تجربی در کانال با نصب عملگرهای جت دمشی و سرعت‌های دمش ۸۵ m/s و ۱۵۰ m/s در  $M_{AIP} = 0.4$

این گردابه‌ها در مدل RSM St-Om و K- $\epsilon$  RNG، بیشتر از مدل‌های دیگر می‌باشند. در مدل RSM LPS، تخمین این گردابه‌ها با وسعت کمتری صورت گرفته، بردارهای سرعت مشابه مدل‌های دیگر نمی‌باشند. در حوزه خطوط جریان روی سطح پایینی کانال نیز به علت وجود تیغه‌های مکانیکی در بالا دست منطقه جدایش و انحراف خطوط جریان از طریق آنها به سمت دیواره‌های کناری (شکل ۸)، جدایش روی سطح پایینی به طور کامل از بین رفته و فقط در مدل‌های RSM St-Om، SP-AL و بخصوص K- $\epsilon$  RNG ساختار ضعیفی از جریان چرخشی ناشی از کاهش مومنتم روی این سطح مشاهده می‌شود.

همانطور که در شکل ۹ برای کانال با عملگرهای جت دمشی و با سرعت دمش ۸۵m/s نیز مشاهده می‌شود، جدایش جریان روی سطح پایینی کانال از بین نرفته و بردارهای سرعت یک جفت گردابه با چرخش عکس همدیگر را همانند نتایج کانال لخت در نیم صفحه پایینی AIP نشان می‌دهد که وسعت این جفت گردابه در روش RSM St-Om، کمتر از مدل‌های دیگر است.

در حوزه خطوط جریان روی سطح پایینی کانال نیز، وسعت و تراکم خطوط در منطقه حباب جدایش در روش RSM St-Om نسبت به کانال لخت افزایش می‌یابد که این نشانگر بزرگتر شدن منطقه جدایش در این حالت است. همچنین همانند کانال لخت نقطه شروع جدایش S1 در موقعیت جلوتری (نزدیکتر به دهانه ورودی) نسبت به مدل‌های دیگر اتفاق می‌افتد. نکته دیگر اینکه حباب جدایش در مدل K- $\epsilon$  RNG، ضعیف‌تر از مدل‌های دیگر تخمین زده می‌شود. با افزایش سرعت دمش به ۱۵۰ m/s، موقعیت جفت گردابه در مدل RSM St-Om به سمت مرکز AIP حرکت کرده ولی در دیگر مدل‌ها تغییر محسوسی در هندسه این جفت گردابه نسبت به کانال لخت ایجاد نمی‌شود. در حوزه خطوط جریان سطح پایینی نیز، وسعت و تراکم این خطوط در حباب جدایش در تمامی مدل‌ها نسبت به دمش با سرعت ۸۵ m/s کاهش یافته و نقطه شروع جدایش S1 به سمت پایین دست جریان حرکت می‌کند.

### ۵-۳- بردارهای سرعت AIP و خطوط جریان منطقه جدایش

در شکل‌های ۸ و ۹، خطوط جریان روی دیواره پایینی کانال و بردارهای سرعت در صفحه AIP در هر سه حالت کانال لخت و کانال‌های با تیغه‌های مکانیکی و عملگرهای جت دمشی در مدل‌های توربولانسی، مورد بررسی قرار گرفته است. در کانال لخت در همه نتایج یک جفت گردابه متقارن با چرخش عکس یکدیگر در نیم صفحه پایینی AIP مشاهده می‌شود که وسعت این گردابه‌ها در روش‌های Trans SST، SP-AL و K- $\epsilon$  RNG، بیشتر از روش‌های RSM St-Om و RSM LPS است. یک جفت گردابه ضعیف در حال شکل‌گیری نیز، در نیم صفحه بالایی AIP مشاهده شده که وسعت این گردابه‌ها در روش LPS، بیشتر از روش‌های دیگر است. در حوزه مقایسه خطوط جریان روی سطح پایینی کانال نیز، الگوی جدایش جریان در کانال منجر به ایجاد دو ناحیه جریان چرخشی متقارن در دو طرف کانال شده که باعث بوجود آمدن ۴ نقطه بحرانی با سرعت صفر (نقاط سکون) روی سطح پایینی کانال می‌گردند. نقاط S1 و S2، معرف نقاط زینی شروع<sup>۱</sup> و اتمام<sup>۲</sup> حباب جدایش و نقاط کانونی<sup>۳</sup> F1 و F2، معرف نقاط سکون داخل حباب جدایش می‌باشند [۲۲]. با مقایسه مدل‌های توربولانسی می‌توان نتیجه گرفت که الگوی خطوط جریان در ناحیه حباب جدایش مدل‌های K- $\epsilon$  RNG و RSM LPS، حباب جدایش را با وسعت کمتری نسبت به مدل‌های دیگر تخمین می‌زنند. در مدل RSM St-Om، وسعت منطقه جدایش و فاصله نقاط کانونی بیشتر از دو مدل Trans SST و SP-AL بوده و نقطه شروع جدایش S1 در موقعیت جلوتری (نزدیکتر به دهانه ورودی) نسبت به مدل‌های دیگر اتفاق می‌افتد.

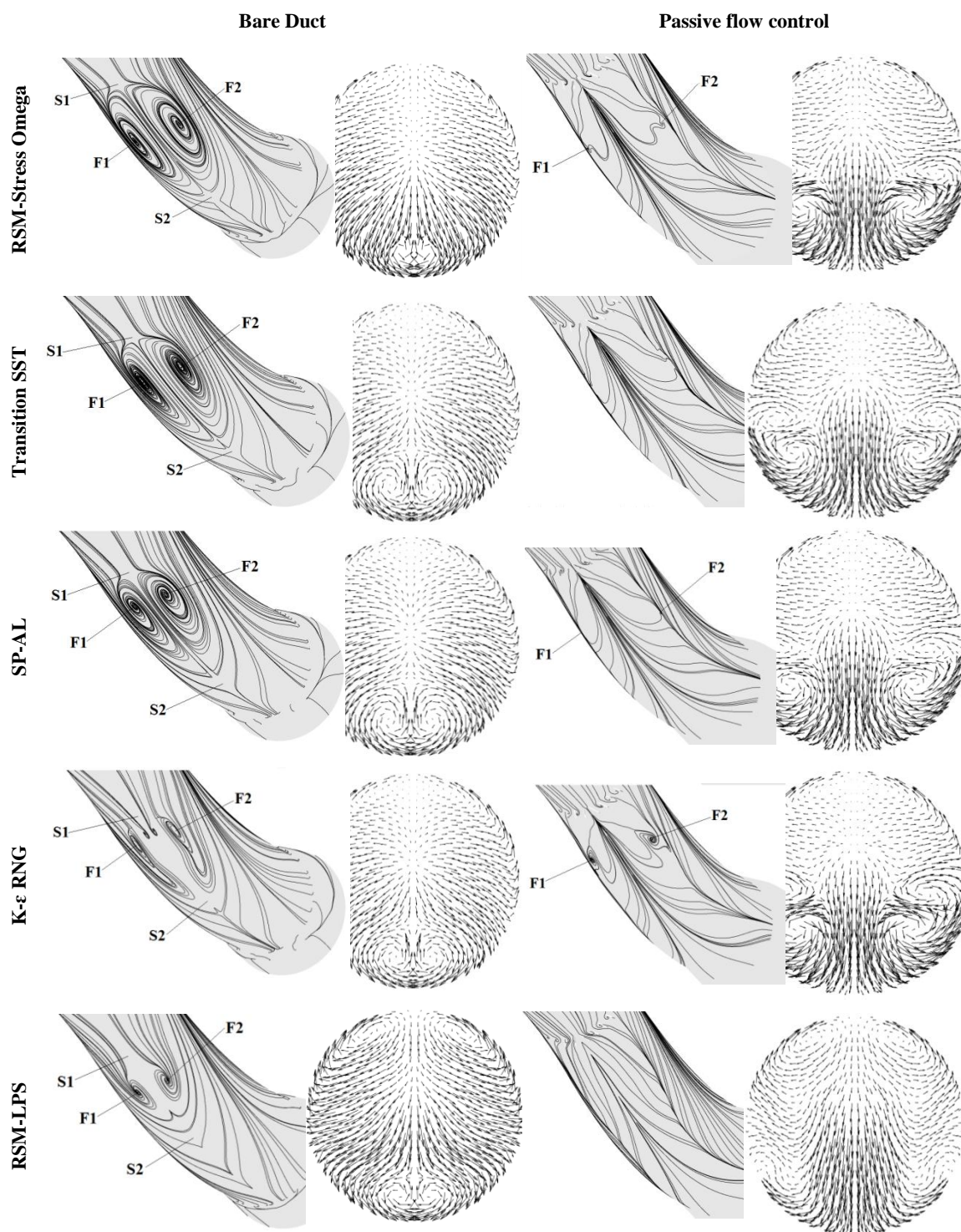
در کانال با تیغه‌های مکانیکی، بردارهای سرعت در صفحه AIP یک جفت گردابه چرخشی در هر طرف از صفحه AIP و در کنار یکدیگر نشان می‌دهند که بیانگر منطقه افت ناشی از جریان ثانویه می‌باشند. گردابه بالایی در تمامی مدل‌ها دارای وسعت کمتری نسبت به گردابه پایینی بوده، وسعت

<sup>1</sup> Separation Saddle Node

<sup>2</sup> Attachant Saddle Node

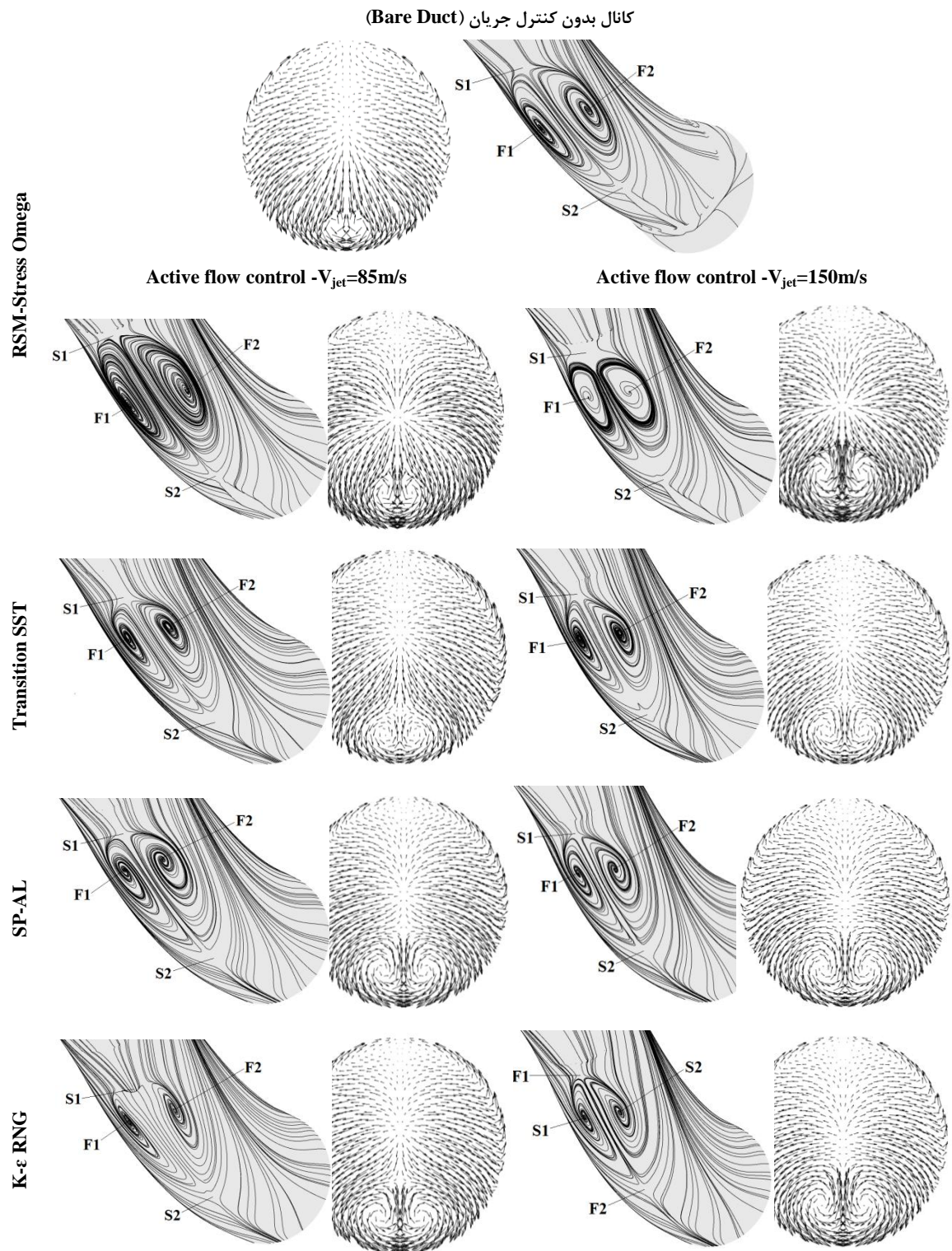
<sup>3</sup> Focal Node





شکل ۸- بردارهای سرعت در AIP و خطوط جریان روی سطح پایینی در حالت کانال لخت و کانال با نصب تیغه‌های مکانیکی در  $M_{AIP} = 0.4$





شکل ۹- بردارهای سرعت در AIP و خطوط جریان روی سطح پایینی در کانال با نصب عملگرهای جت دمشی و سرعت‌های دمش ۸۵ m/s و ۱۵۰ m/s در  $M_{AIP}=0.4$

۵-۴- ناحیه تجمیع گردابه‌ای<sup>۱</sup>

گردابه به مجموعه‌ای از خطوط جریان دایروی و یا حلقوی اطلاق می‌شود که شامل، چرخش‌های<sup>۲</sup> متمرکز است. ناحیه تجمیع گردابه‌ای به نوع خاصی از سطوح برابر<sup>۳</sup> گویند که گردابه‌ها را نمایش می‌دهد. روش‌های مختلفی جهت نمایش فضایی گردابه‌ها وجود دارد که در این بررسی، ناحیه توسط قدرت چرخش<sup>۴</sup> یا  $\lambda_{ci}$  نمایش داده می‌شود.  $\lambda_{ci}$  به صورت فیزیکی به قدرت حرکت چرخشی محلی مسیر جریان سیال اطلاق می‌شود. از دید ریاضی، این پارامتر مربوط به قسمت موهومی مقدار مشخصه مختلط مربوط به تانسور گرادیان سرعت جریان محلی است. شکل‌های ۱۰ و ۱۱، ناحیه تجمیع گردابه‌ای جریان بر اساس معیار قدرت چرخش در هر سه حالت کانال لخت و کانال‌های با تیغه‌های مکانیکی و عملگرهای جت دمشی در مدل‌های توربولانسی نشان داده شده است. همانطور که در کانال لخت مشاهده می‌شود، ساختار جریان‌های گردابه‌ای در روش RSM St-Om، به صورت ساختار نعل اسبی در منطقه جدایش نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، ساختار گردابه‌ها در ناحیه جدایش جریان به صورت ۳ ساختار از جریان‌های گردابه‌ای حلقه‌ای (به صورت نعل اسبی) تا صفحه انتهایی کانال ادامه پیدا می‌کند. در مدل‌های توربولانسی دیگر ساختار جریان‌های گردابه‌ای به صورت پیوسته و نزدیک به سطح از محل شروع جدایش در دو طرف کانال شروع شده، تا صفحه انتهایی کانال ادامه می‌یابد و فقط در انتهای کانال ساختار حبابی شکل از جریان‌های گردابه‌ای در مرکز کانال مشاهده می‌شود.

این نشان دهنده عدم توانایی این مدل‌ها در تخمین ساختار جدایش و جریان‌های گردابه‌ای در کانال است. در حالت مربوط به کنترل جریان با تیغه‌های مکانیکی با توجه به اینکه جدایش جریان با بکارگیری تیغه‌ها از بین رفته است، ساختارهای جریان‌های چرخشی در محدوده تیغه‌ها و جریان ثانویه ناشی از انحراف جریان در دو طرف کانال دیده می‌شود. به علت اختلاط جریان در محدوده تیغه‌ها، ساختارهای جریان چرخشی در این محدوده به خوبی قابل مشاهده است.

با توجه به از بین رفتن جدایش جریان روی سطح پایینی کانال، هیچ گونه گردابه‌ای در این منطقه قابل مشاهده نیست. همانطور که مشخص است، ساختار نمایش داده شده توسط مدل RSM St-Om، دارای دقت بیشتری نسبت به دیگر مدل‌ها است. در مدل RSM LPS، ساختار جریان‌های چرخشی، ضعیف‌تر از دیگر مدل‌ها بوده که این نشان دهنده عدم توانایی این مدل در تخمین مناسب جریان است.

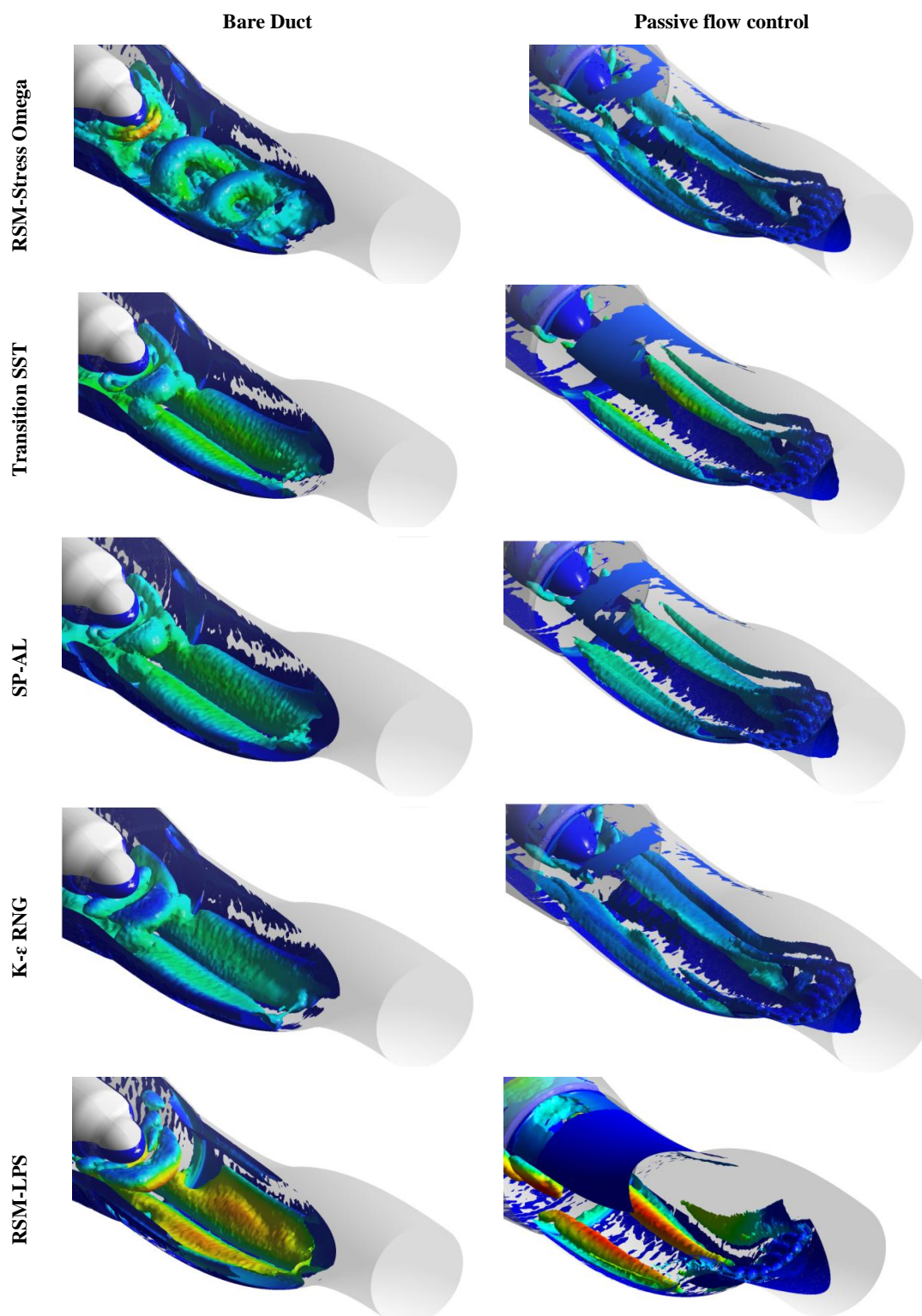
در حالت کنترل جریان با عملگرهای جت دمشی نیز به علت عدم توانایی این روش، کنترل جریان در کاهش جدایش جریان، ساختارهای نعل اسبی از جریان‌های چرخشی همانند کانال لخت در روش RSM St-Om به خوبی مشاهده می‌شود، ولی در مدل‌های دیگر مانند کانال لخت ساختار گردابه‌ها به صورت پیوسته و نزدیک به سطح در دو طرف کانال شکل می‌گیرد.

## ۵-۶- مقایسه نسبت فشار بر روی سطوح کانال لخت

در شکل‌های ۱۲ تا ۱۶ نسبت فشار شبیه سازی شده روی سطح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت در مدل‌های توربولانسی مورد بررسی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$  مقایسه گردیده است. با توجه به نتایج آزمایش تجربی روی سطح پایینی کانال می‌توان به این نتیجه رسید که نسبت فشار در  $X=260$  mm (محل شروع جدایش) در اثر جدایش جریان روی این سطح افت کرده (شیب منحنی صفر می‌شود) و این افت تا  $X=400$  mm ادامه پیدا می‌کند. این روند به خوبی توسط مدل RSM St-Om شبیه سازی شده، مقادیر تخمین بعد از منطقه افت نسبت فشار ( $X > 400$  mm) نیز تطابق خوبی با نتایج آزمایش تجربی دارد، ولی در مدل‌های اغتشاشی دیگر افتادگی منحنی در ضرایب فشار بالاتر اتفاق افتاده، موقعیت طولی محل جدایش در پایین تر از محل اصلی بوده، شیب منحنی نسبت فشار نیز در منطقه جدایش متفاوت است؛ همچنین مقادیر تخمین بعد از منطقه افت فشار ( $X > 400$  mm) نیز، بالاتر از نتایج آزمایش تجربی تخمین زده می‌شود.

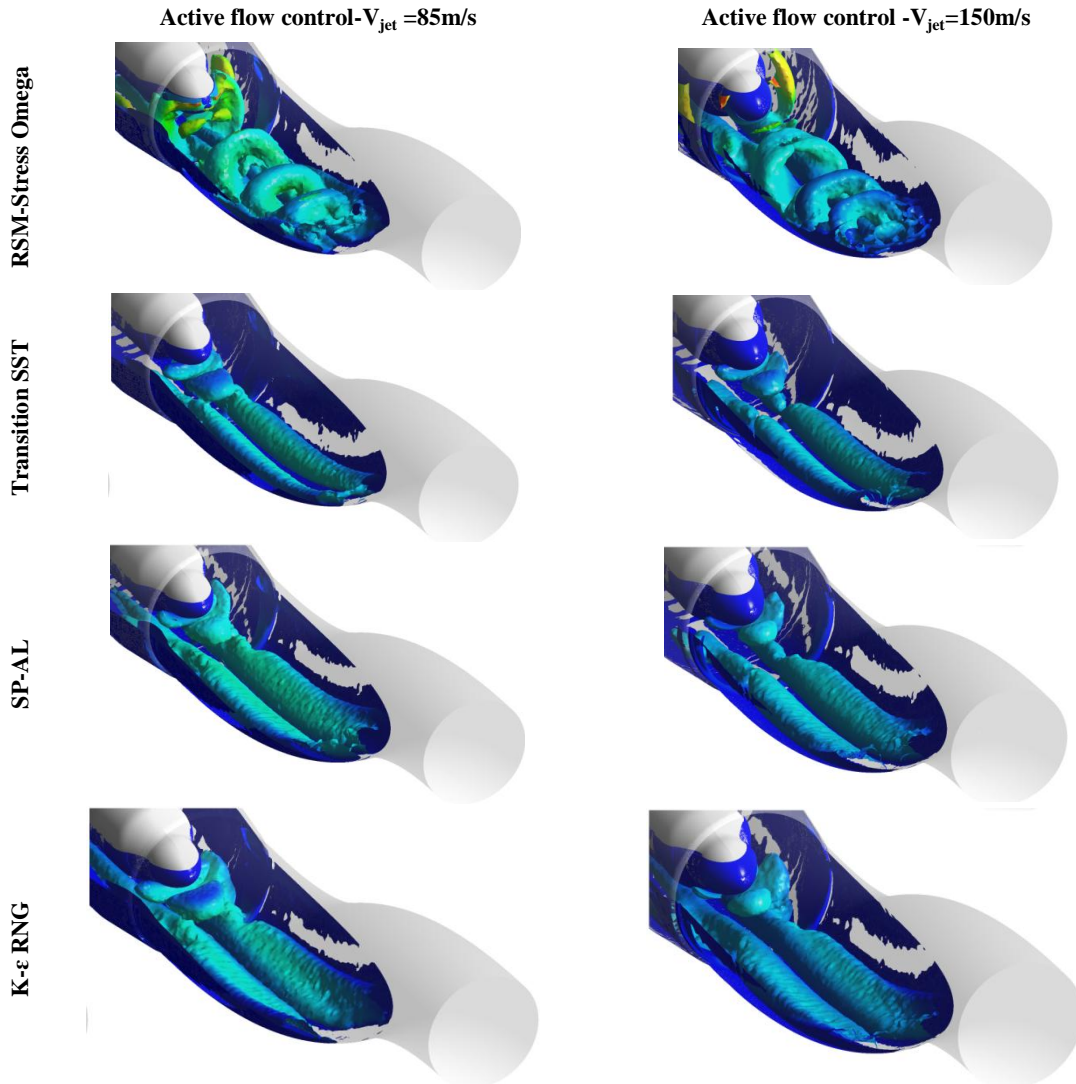
با توجه به نتایج آزمایش تجربی روی سطح بالایی کانال می‌توان به این نتیجه رسید که دو نقطه اکسترمم در منحنی نسبت فشار، در موقعیت‌های  $X=288$  mm و  $X=425$  mm وجود دارند. با توجه به منحنی‌های منتجه از روش‌های

<sup>1</sup> Vortex Core<sup>2</sup> Vorticity<sup>3</sup> Isosurface<sup>4</sup> Swirling Strength

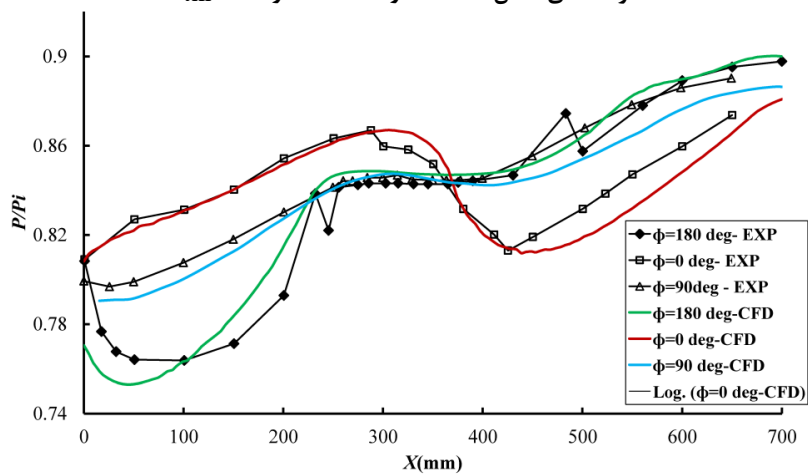


شکل ۱۰- نمایش ناحیه Vortex core جریان بر اساس معیار قدرت چرخش در کانال لخت و کانال با نصب تیغه‌های مکانیکی در  $M_{AIP} = 0.4$

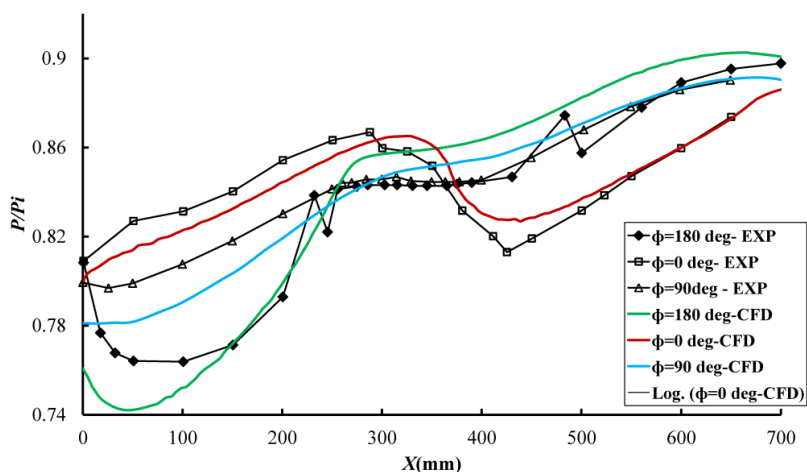




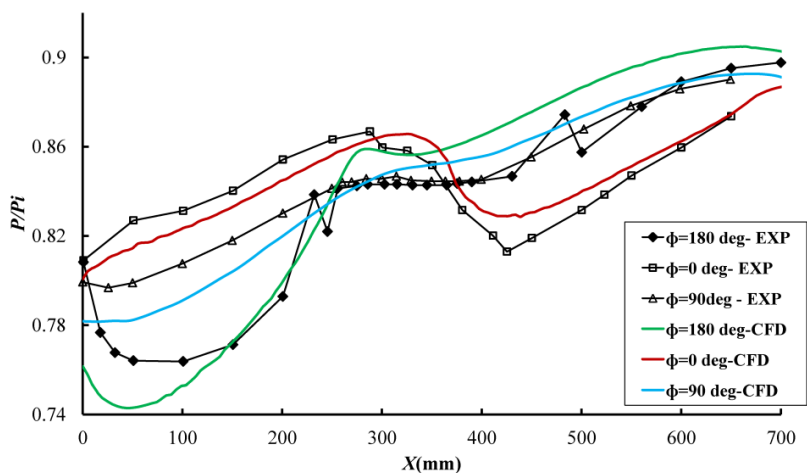
شکل ۱۱- نمایش ناحیه Vortex core جریان بر اساس معیار قدرت چرخش در کانال با نصب عملگرهای جت دمشی و سرعت‌های دمش ۸۵ m/s و ۱۵۰ m/s در  $M_{AIP} = 0.4$



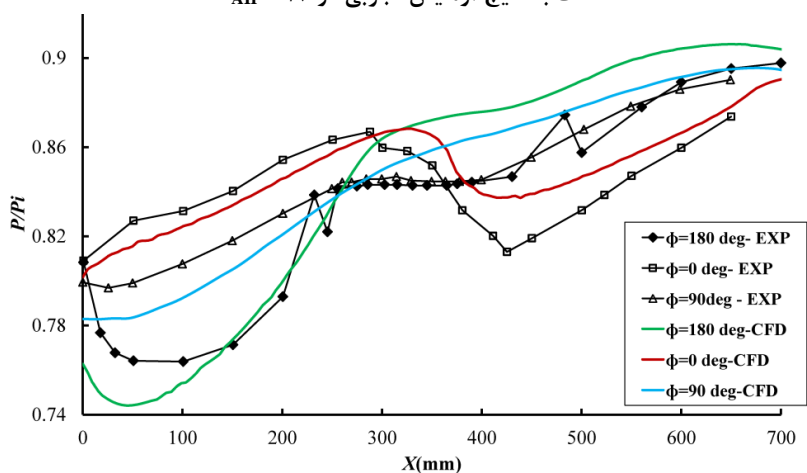
شکل ۱۲- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در مدل توربولانسی RSM St-Om بر روی سطوح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$



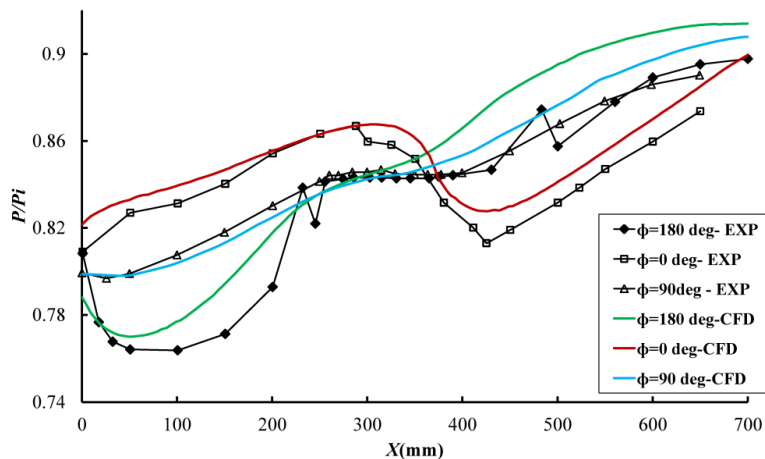
شکل ۱۳- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در مدل توربولانسی Trans SST بر روی سطوح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$



شکل ۱۴- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در مدل توربولانسی SP-AL بر روی سطوح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$



شکل ۱۵- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در مدل توربولانسی K-ε RNG بر روی سطوح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$



شکل ۱۶- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در مدل توربولانسی RSM LPS بر روی سطوح پایینی، کناری و بالایی کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$

آزمایش تجربی دارند. از این رو می توان به این نتیجه رسید که مدل RSM St-Om تا زمانی که ساختارهای گرادیان فشاری معکوس جدایش و جریان چرخشی در این منطقه وجود دارند، توانایی مناسبی در تخمین جریان داشته، ولی با از بین رفتن جدایش مزیت استفاده از این مدل به دلیل زمانبر بودن حل عددی و مشکلات همگرایی نسبت به مدل های توربولانسی دیگر، کاهش می یابد.

در نمودار ارائه شده در  $M_{AIP} = 0.2$  به جز در محدوده  $270 < X < 230$  که نتایج اختلاف دارند، در دیگر مناطق با خطای کمی نتایج تجربی جریان دنبال می شود.

#### ۵-۸- مقایسه نسبت فشار روی سطوح پایینی کانال با نصب عملگرهای جت دمشی

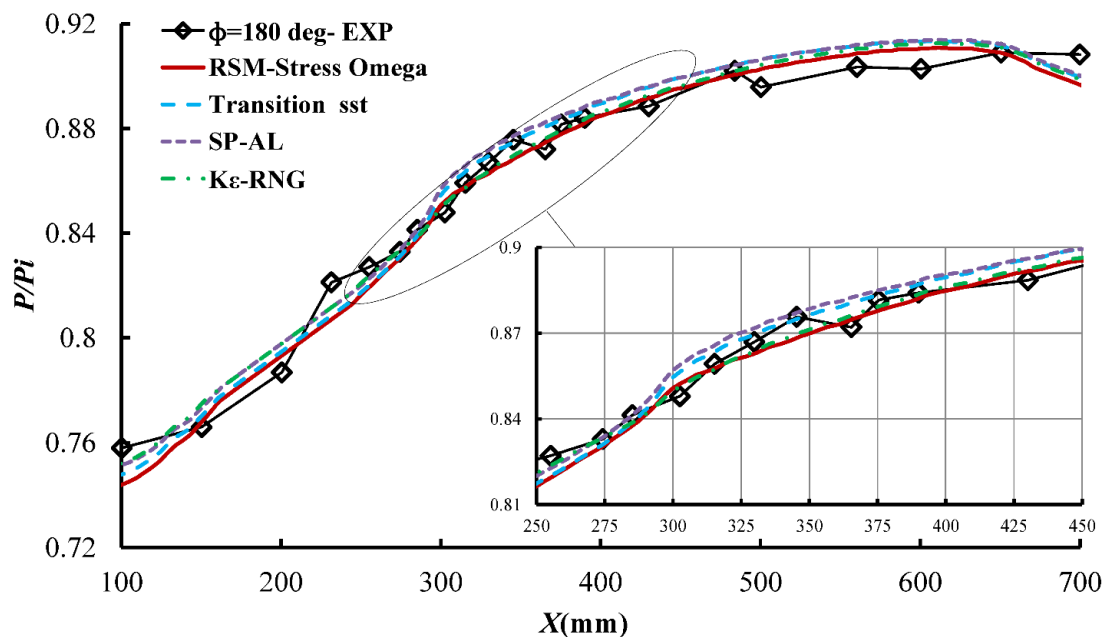
در شکل های ۱۹ تا ۲۱، نسبت فشار جریان روی سطح پایینی کانال در اعداد ماخ  $M_{AIP} = 0.2$  و  $M_{AIP} = 0.4$  با سرعت دمش  $85 \text{ m/s}$  و ماخ  $M_{AIP} = 0.4$  با سرعت دمش  $150 \text{ m/s}$  نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، در حل عددی در محدوده  $X = 210 \text{ mm}$  (محل قرارگیری روزنه های جت دمشی) یک افت ناگهانی در منحنی نسبت فشار رخ می دهد که این امر به علت افزایش مومنتم جریان در اثر دمش جت ها در این محدوده است که باعث کاهش فشار محلی می شود. در آزمایش تجربی به علت عدم قرار گیری حسگرهای فشاری در این محدوده این افت ناگهانی ثبت نگردیده است.

اغتشاشی می توان به این نتیجه رسید که روش RSM St-Om توانایی بالاتری در تخمین صحیح این نقاط نسبت به روش های دیگر دارد و روش های دیگر، محل مینیمم فشار را در  $X = 425 \text{ mm}$  در نسبت فشار بالاتری تخمین می زنند. در منطقه  $300 < X < 0$  روی منحنی سطح بالایی نیز فقط نتایج روش RSM ST-OM تطابق خوبی با نتایج آزمایش تجربی از خود نشان می دهد. نتایج بدست آمده از توزیع نسبت فشار بر روی سطح کناری نیز همانند نتایج توزیع فشار بر روی سطح پایینی کانال بوده و روش RSM St-Om دارای توانایی بالاتری نسبت به روش های دیگر در تخمین صحیح جریان می باشد. فقط در ناحیه بعد از نقطه کمینه فشار مقادیر نسبت فشار کمتر از نتایج آزمایش تجربی تخمین زده می شود.

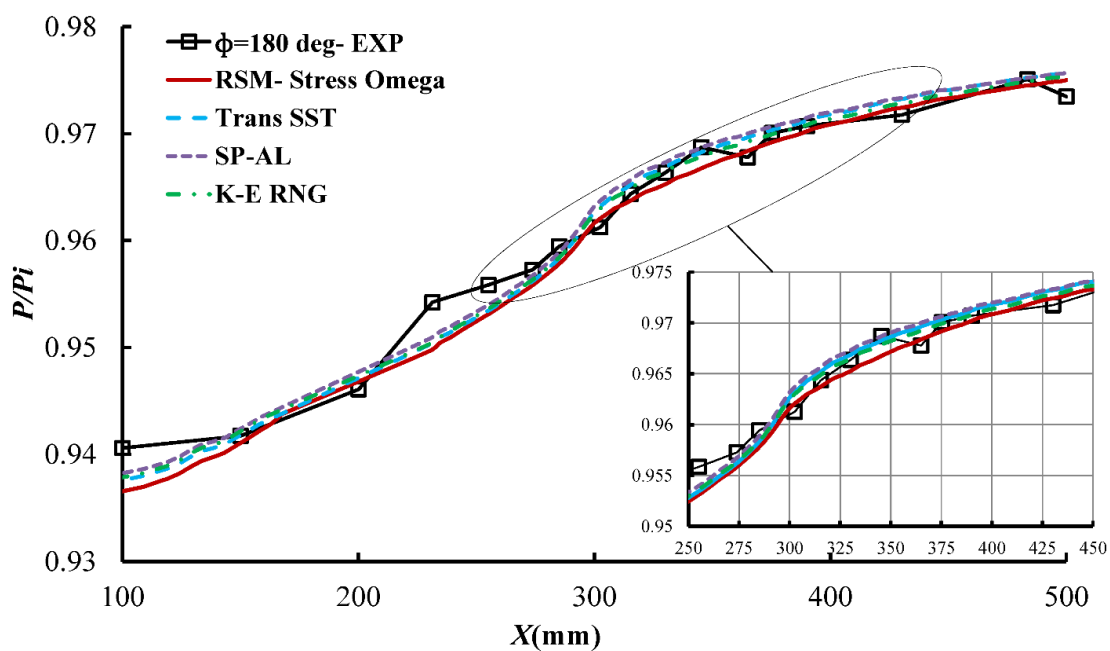
#### ۵-۷- مقایسه نسبت فشار بر روی سطوح پایینی کانال با نصب تیغه های مکانیکی

در شکل های ۱۷ و ۱۸ نمودار نسبت فشار در کانال با تیغه های مکانیکی در مدل های توربولانسی مورد بررسی روی سطح پایینی در اعداد ماخ  $M_{AIP} = 0.2$  و  $M_{AIP} = 0.4$  نشان داده شده است. همانطور که مشخص است، با از بین رفتن جدایش جریان روی سطح پایینی کانال در این روش افتادگی منحنی نسبت فشار از بین رفته و تخمین کلیه مدل های توربولانسی تا حدود زیادی مشابه یکدیگر بوده، تطابق خوبی با نتایج





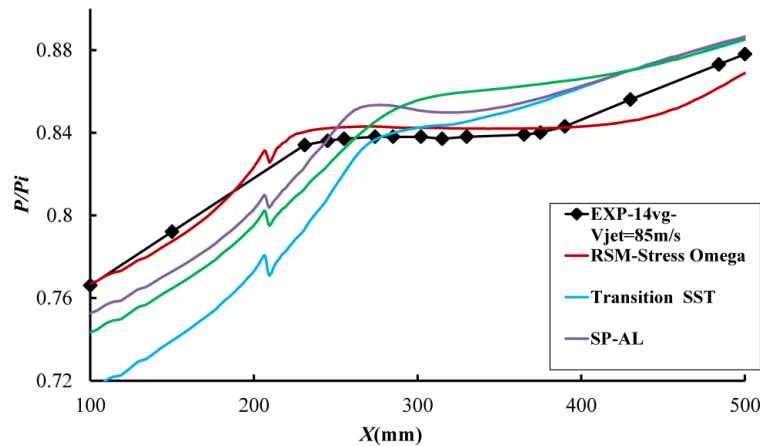
شکل ۱۷- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در ۴ مدل توربولانسی بر روی سطح پایینی کانال با نصب تیغه های مکانیکی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$



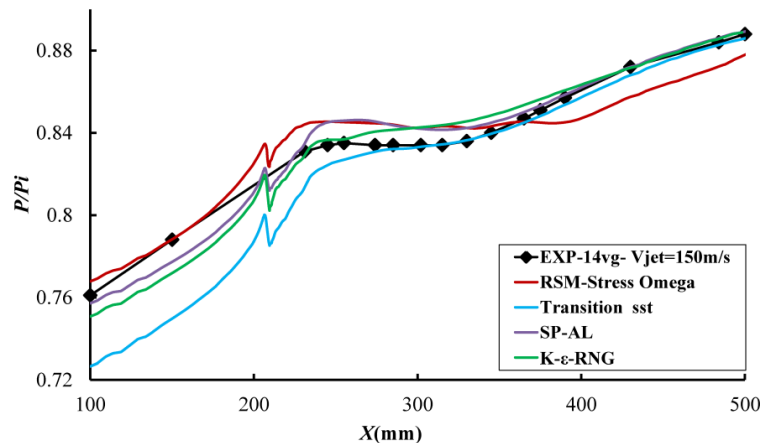
شکل ۱۸- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در ۴ مدل توربولانسی روی سطح پایینی کانال با نصب تیغه های مکانیکی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.2$

ولی در سرعت دمش  $150 \text{ m/s}$  مقدار تخمین در این روش از دریافت که به علت وجود جدایش جریان همانند کانال لخت، این روش به خوبی محل شروع جدایش را تخمین می‌زند، ولی پارامترهایی چون طول منطقه جدایش و افتادگی نسبت فشار در آن مقداری بیشتر از نتایج آزمایش تجربی بوده و همچنین مقادیر نسبت فشار در  $X > 380 \text{ mm}$ ، کمتر از نتایج آزمایش تجربی تخمین زده می‌شود. در روش Trans SST در سرعت دمش  $85 \text{ m/s}$  و اعداد ماخ  $M_{AIP} = 0.2$  و  $M_{AIP} = 0.4$ ، محل شروع جدایش در مقایسه با نتایج آزمایش تجربی به سمت پایین دست جریان حرکت کرده، طول منحنی نسبت فشار کمتر و شیب منحنی، بیشتر از نتایج آزمایش تجربی نسبت فشار است.

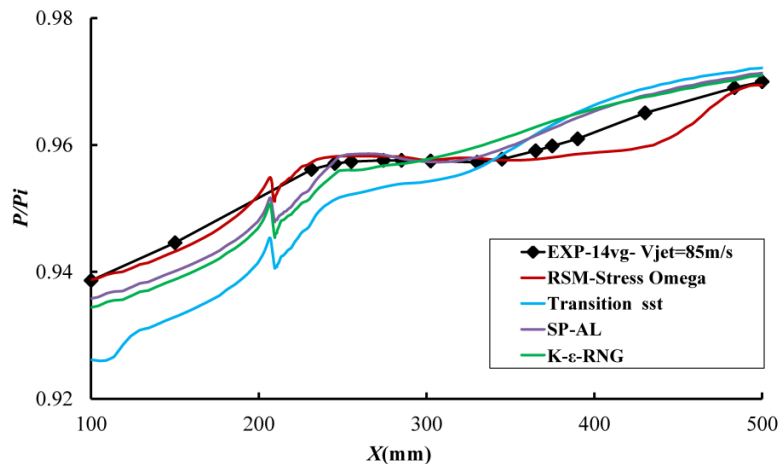
در مدل  $K-\epsilon$  RNG نیز، محل شروع جدایش در پایین دست محل اصلی و طول منطقه جدایش کمتر و شیب منحنی، بیشتر از نتایج آزمایش تجربی نسبت فشار است.



شکل ۱۹- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در ۴ مدل توربولانسی بر روی سطح پایینی کانال با نصب عملگرهای جت دمشی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$  و سرعت دمش  $85 \text{ m/s}$



شکل ۲۰- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در ۴ مدل توربولانسی بر روی سطح پایینی کانال با نصب عملگرهای جت دمشی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.4$  و سرعت دمش  $150 \text{ m/s}$



شکل ۲۱- مقایسه نسبت فشار شبیه سازی شده در ۴ مدل توربولانسی روی سطح پایینی کانال با نصب عملگرهای جت دمشی با نتایج آزمایش تجربی در  $M_{AIP} = 0.2$  و سرعت دمش  $85 \text{ m/s}$

مورد بررسی، مدل‌های SP-AL، Transition SST، و RSM St-Om، تطابق بالاتری با نتایج آزمایش تجربی دارند. با مقایسه منحنی نسبت فشار روی سطوح پایینی و کناری در کانال لخت و کانال با نصب عملگرهای جت دمشی با نتایج آزمایش تجربی، تخمین نقاط شروع و پایان جدایش و شیب منطقه افتادگی فشار توسط مدل RSM St-Om، با دقت بالاتری نسبت به مدل‌های دیگر تخمین زده می‌شود.

با مقایسه منحنی نسبت فشار روی سطح بالایی در کانال لخت با نتایج آزمایش تجربی، نقاط اکسترم فشاری توسط مدل RSM St-Om، با دقت بالاتری نسبت به مدل‌های دیگر تخمین زده می‌شود.

مقایسه منحنی نسبت فشار روی سطح پایینی در کانال با نصب تیغه‌های مکانیکی با نتایج آزمایش تجربی نشان داد که به علت از بین رفتن پدیده جدایش در کانال، مزیت روش RSM St-Om نیز کاهش یافته، تقریباً تمامی مدل‌ها تقریب یکسانی از نسبت فشار روی سطح پایینی کانال می‌دهند.

#### ۷- علائم و نشانه‌ها

صفحه انتهایی کانال و ورودی موتور	$AIP$
تولید انرژی جنبشی توربولانس	$G$
فشار کل ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )	$P$
بازیافت فشار	$PR$
فشار دینامیکی ( $\text{kgm}^{-1}\text{s}^{-2}$ )	$q$

#### ۶- نتیجه گیری و جمع بندی

با توجه به بررسی تجربی و مقایسه عددی صورت گرفته روی ۵ مدل توربولانسی در تخمین شرایط جریان در کانال S شکل، می‌توان به نتایج زیر دست یافت.

بررسی عددی و تجربی صورت گرفته روی کانورها سرعت، لزجت گردابه‌ای، بردارها و خطوط جریان و نواحی تجمع گردابه‌ای نشان داد که به علت وجود فرایند جدایش جریان و گردابان فشاری معکوس در نیمه پایینی کانال لخت و کانال با نصب عملگرهای جت دمشی، مدل RSM St-Om به دلایل زیر دارای قابلیت و صحت بالاتری در تخمین شرایط جریان در این دو کانال است. کانتورهای سرعت متوسط و لزجت گردابه‌ای صفحه مرکزی کانال در این مدل، با دقت بیشتری نسبت به مدل‌های دیگر تخمین زده می‌شود.

وسعت حباب جدایش، نقاط شروع و انتهای آن (S1) و (S2) و نقاط چرخشی مرکز حباب جدایش (F1 و F2) با صحت بالاتری نسبت به مدل‌های دیگر تخمین زده می‌شوند. در تخمین نواحی تجمع گردابه‌ای با معیار قدرت چرخش، فقط مدل RSM St-Om قادر به تخمین ساختارهای پیچیده نعل اسبی در منطقه جدایش بوده، دیگر مدل‌ها ناحیه‌ای پیوسته و با وسعت کمتری از گردابه‌ها را نشان می‌دهند. در تخمین کانتورهای نسبت فشار کل در AIP مقادیر بیشینه نسبت فشار کل بیشتر و مقادیر کمینه نسبت فشار کل، کمتر از مقادیر آزمایش تجربی است و در میان مدل‌های

[9] Gerolymost GA, Joly S, Mallet M, Vallet I (2010) Reynolds-stress model flow prediction in aircraft-engine intake Double-S-Shaped duct. *J Aircraft* 47(4): 1368-1381.

[10] Gopaliya MK, Goel P, Prashar S, Dutt A (2011) CFD analysis of performance characteristics of S-shaped diffusers with combined horizontal and vertical offsets. *Comput Fluids* 40(1): 280-290.

[11] Fiola CJ (2013) Numerical simulation of separated and secondary flows in diffusing S-ducts for air breathing propulsion. SAE 2013 AeroTech Congress & Exhibition.

[12] Paul AR, Ranjan P, Pate VK, Jain A (2012) Comparative studies on flow control in rectangular S-duct diffuser using submerged-vortex generators. *Aerosp Sci Technol* 28(1): 332-343.

[13] Gerolymos GA, Vallet I (2016) Reynolds stress model prediction of 3-D duct flows. *Flow Turbul Combust* 96(1): 45-93.

[14] Berens TM, Delot AL, Tormalm M, Calavera L Rein M, Saterskog M, Ceresola N (2015) Numerical and experimental investigations on subsonic air intakes with serpentine ducts for UAV configurations. 5th CEAS Air & Space Conference.

[15] Delot AL, Garnier E, Pagan D (2012) Flow control in a high-offset subsonic air intake. In: 47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, San Diego, California, 556.

[16] Harloff GJ, Smith CF, Bruns E, DeBoni JR (1993) Navier-Stokes analysis of three-dimensional S-ducts. *J Aircraft* 30(4): 526-533.

[17] White FM (2006) Turbulent mean flow. In: *Viscous Fluid Flow* 4th edn. McGraw-Hill Inc, New York.

[18] Gibson MM, Launder BE (1978) Ground effects on pressure fluctuations in the atmospheric boundary layer. *J Fluid Mech* 86: 491-511.

[19] Fu S, Launder BE, Leschziner MA (1978) Modeling Strongly Swirling Recirculating Jet Flow with Reynolds-Stress Transport Closures. In: Sixth Symposium on Turbulent Shear Flows. Toulouse, France.

[20] Wilcox D (1998) *Turbulence Modeling for CFD.*, DCW Industries, La Canada, California.

[21] S-16, A. CDTC (2011) Gas turbine engine inlet flow distortion guidelines. Aerospace Recommended Practice, Society of Automotive Engineers, 400 Commonwealth Drive, Warrendale.

[22] Pantan RL (2005) Boundary layer. In: *Incompressible Flow* 3rd edn. John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey.

سرعت (m/s)	$u_i$
علائم یونانی	
ضریب پخش موثر	$\Gamma$
چگالی ( $\text{kgm}^{-3}$ )	$\rho$
نرخ اضمحلال ناشی از توربولانس	$\gamma$
	زیر نویس‌ها
صفحه موتور	$f$
جریان آزاد	$\infty$
انرژی جنبشی	$k$

#### ۸- مراجع

[1] Behfarshad G, Mahlou S (2014) Wind-tunnel study of a S-shaped air-intake performance. *Aircr Eng Aerosp Tec* 86(2): 99-107.

[۲] نیلی احمد آبادی م، فدک ف، محمدی م، نجاتی ا (۱۳۹۰) طراحی آیرودینامیک دو بعدی ورودی هوای S شکل با در نظر گرفتن اثرات دماغه. *مجله علمی و پژوهشی مکانیک سازه‌ها و شارها* ۶۹-۵۹: ۱(۱).

[3] Sun S, Guo RW (2006) Serpentine inlet performance enhancement using vortex generator based flow control. *Chinese J Aeronaut* 19(1): 10-17.

[4] Paul AR, Joshi S, Jindal AP, Maurya S, Jain A (2013) Experimental studies of active and passive flow control techniques applied in a twin air-intake. *The Scientific World Journal* 2013 (Article ID 523759), 8 pages.

[5] Da X, Fan Z (2015) Microjet flow control in an ultra-compact serpentine inlet. *Chinese J Aeronaut* 28(5): 1381-1390.

[6] Burrows TJ, Gong Z, Vukasinovic B, Glezer A (2016) Investigation of trapped vorticity concentrations effected by hybrid actuation in an offset diffuser. 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, At San Diego, CA, USA.

[7] Lopes AS, Piomelli U, palma J (2003) Large eddy simulation of the flow in an S-duct. In: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 14.

[8] Kirk AM, Kumar A, Gargoloff JI (2007) Numerical and experimental investigation of a serpentine inlet duct. In: 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 14.