

## شبیه‌سازی عددی پخش جت آب در حوضچه استغراق و فشار وارد بر کف آن

احسان بهنام طلب<sup>۱</sup>مسعود قدسیان\*<sup>۲</sup>امیررضا زراتی<sup>۳</sup>علی‌اکبر صالحی نیشابوری<sup>۴</sup>

## چکیده

در این تحقیق پدیده پخش جت در حوضچه استغراق به کمک نرم‌افزار Flow3D مدل‌سازی شده است. نتایج مدل‌سازی‌ها نشان می‌دهد که این نرم‌افزار توانایی خوبی در پیش‌بینی مشخصات پخش جت در آب ساکن شامل پروفیل‌های سرعت و زوایای پخش در ناحیه جت آزاد و فشار در ناحیه برخورد دارد. همچنین ارتفاع محدوده‌ای از جت که تحت تأثیر کف حوضچه استغراق قرار گرفته به‌خوبی توسط مدل عددی پیش‌بینی می‌شود. نتایج مدل‌های عددی نشان می‌دهد که زوایای بازشدگی جت و انقباض هسته جت به ترتیب در محدوده‌های ۵ تا ۱۱ درجه و ۹ تا ۱۲ درجه است که این مقادیر به مقادیر آزمایشگاهی بسیار نزدیک است. همچنین نتایج نشان می‌دهند که مدل عددی، پروفیل‌های بی‌بعد فشار در کف حوضچه استغراق نسبت به نتایج آزمایشگاهی پیشین را با ۱۵ درصد خطا پیش‌بینی کرده است. از طرفی مدل عددی، فشار متوسط بی‌بعد در نقطه ایستایی را در شرایطی که هسته جت به کف حوضچه استغراق برخورد می‌کند در حدود ۱۴ درصد بیشتر از مدل‌های آزمایشگاهی پیش‌بینی می‌کند که علت آن نفوذ حباب‌های هوا به داخل حوضچه استغراق در آزمایش است.

## واژه‌های کلیدی

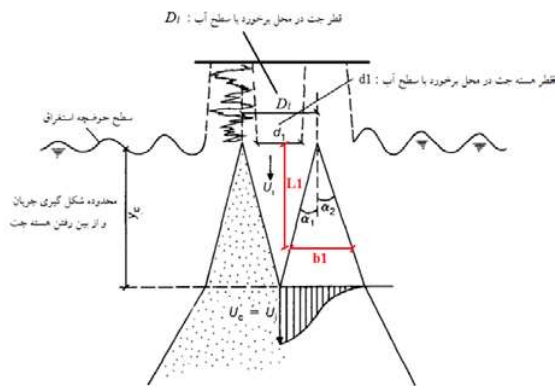
جت دایره‌ای، حوضچه استغراق، مدل‌سازی عددی، توزیع فشار، پخش جت.

۱. دانشجوی دکترای هیدرولیک، دانشگاه تربیت مدرس تهران.

\*۲. استاد دانشکده مهندسی عمران و محیط زیست، دانشگاه تربیت مدرس تهران، ghods@modares.ac.ir.

۳. استاد دانشکده مهندسی عمران و محیط زیست، دانشگاه امیرکبیر تهران.

۴. استاد دانشکده مهندسی عمران و محیط زیست، دانشگاه تربیت مدرس تهران.



شکل (۲): نحوه پخش جت پس از ورود به حوضچه استغراق در محدوده آزاد، اروین و فالوی (۱۹۸۷)

بر اساس پیشنهاد آلبرتسون<sup>۹</sup> و همکاران (۱۹۴۸) مبنی بر اینکه مجموع زوایای پخش جت مقداری ثابت است  $C_d(\alpha_1 + \alpha_2) = \text{constant}$  پارامتر ضریب C و ضریب پخش  $C_d^{-1}$  به شکل روابط (۲) و (۳) تعریف می‌شوند. ضریب C بر اساس رابطه (۱) پارامتری بدون بعد است که از تقسیم  $b_1$  (ضخامت لایه اختلاطی) به  $L_1$  (طول پیموده شده توسط جت) محاسبه می‌شود (شکل (۲)).

$$C = \frac{b_1}{L_1} \quad (1)$$

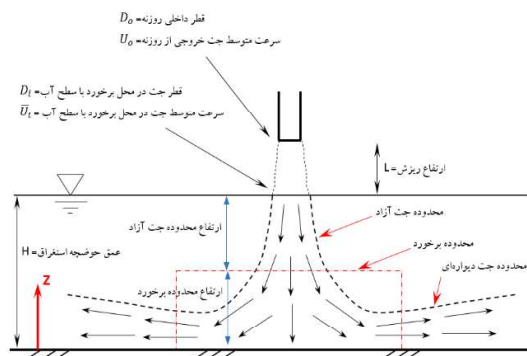
$$C = \tan \alpha_1 + \tan \alpha_2 \quad (2)$$

$$\alpha_1 = \arctan \frac{1}{2C_d} \quad (3)$$

مک‌کیوک و اروین<sup>۱۱</sup> (۱۹۸۱) ضریب C را برای جت آزاد با عدد رینولدز  $10^3$  تا  $10^4$  در محدوده  $0.37$  تا  $0.41$  پیشنهاد دادند. ضریب پخش  $C_d$  توسط افراد مختلفی محاسبه شده است. آلبرتسون (۱۹۴۸) برای رینولدزهای بالای  $1500$  به ترتیب  $6/2$  و  $5/2$  برای جت با مقطع دایره‌ای هوا و جت صفحه‌ای (جتی با مقطع مستطیلی که طول آن خیلی بزرگ‌تر از عرض آن است) هوا پیشنهاد داده است. مک‌کیوک و اروین (۱۹۸۱) برای رینولدزهای  $10^3$  تا  $10^4$  مقدار  $2/96$  و اروین و فالوی (۱۹۸۷) برای جت آزاد با عدد رینولدز  $10^5$  تا  $10^6$ ، مقدار  $3/55$  را محاسبه کرده‌اند. همچنین مالمستروم<sup>۱۲</sup> و

## مقدمه

جت‌های ریزشی یکی از موضوعات بسیار مهم در سازه‌های هیدرولیکی هستند. غالباً این جت‌ها به حوضچه استغراق وارد شده و به تدریج انرژی خود را از دست می‌دهند. حوضچه استغراق<sup>۱</sup> حوضچه‌ای با عمق مشخص است که پدیده پخش و استهلاک جت داخل آن اتفاق می‌افتد. کاموی و تاناکا<sup>۲</sup> (۱۹۷۲)، بلتاس و راجاراتنام<sup>۳</sup> (۱۹۷۳، ۱۹۷۴، ۱۹۷۷) و نیز لیو و همکاران<sup>۴</sup> (۲۰۰۳)، جت داخل حوضچه استغراق را به ۳ محدوده آزاد<sup>۵</sup>، برخورد<sup>۶</sup> و دیواره‌ای<sup>۷</sup> تقسیم‌بندی کرده و پخش جت را در این نواحی شرح و برای طول این نواحی مقادیری را پیشنهاد داده‌اند. این محدوده‌ها در شکل (۱) نشان داده شده است.



شکل (۱): محدوده‌های تعریف شده و برخی پارامترهای مهم در جت گسیخته نشده‌ای که وارد حوضچه استغراق شده است. (مبدأ محور Z در کف حوضچه استغراق قرار دارد)

در محدوده آزاد مشخصات جت هنوز تحت تأثیر بستر حوضچه قرار نگرفته است. در این محدوده زوایای انقباض هسته جت  $(\alpha_1)$  و پخش جت  $(\alpha_2)$  در شکل (۲) مشخص گردیده است. اروین و فالوی<sup>۸</sup> (۱۹۸۷) این دو زاویه را به ترتیب  $4/5$  تا  $8$  درجه و  $6$  تا  $14$  درجه گزارش کرده‌اند و این تفاوت در این زوایا نیز به دلیل آشفتگی‌های مختلف در جت ورودی و تغییرات میزان هوای کشیده شده توسط جت به داخل حوضچه استغراق است.

<sup>7</sup> Wall jet region

<sup>8</sup> Ervine & Falvey

<sup>9</sup> Albertson

<sup>10</sup> Diffusion Coefficient

<sup>11</sup> McKeogh & Ervine

<sup>12</sup> Malmstrom

<sup>1</sup> Plunge Pool

<sup>2</sup> Kamoi & Tanaka

<sup>3</sup> Beltaos & Rajaratnam

<sup>4</sup> Liu

<sup>5</sup> Free jet region

<sup>6</sup> Impingement region

بالا به هد فشار تبدیل شده و سپس به کف حوضچه برخورد خواهد کرد. یکی از پارامترهای مهم در محدوده برخورد، فشار وارد بر کف حوضچه استغراق است. برای بررسی تغییرات فشار در کف حوضچه استغراق، پارامتر فشار متوسط بی بعد  $C_p$  استفاده می شود که به صورت زیر تعریف می شود.

$$C_p = (\bar{P} - H) / (\bar{U}_i^2 / 2g) \quad (۶)$$

در این رابطه،  $U_i$  سرعت متوسط جت در محل برخورد با سطح حوضچه استغراق است که از رابطه زیر محاسبه می شود.

$$\bar{U}_i = \sqrt{U_o^2 + 2gL} \quad (۷)$$

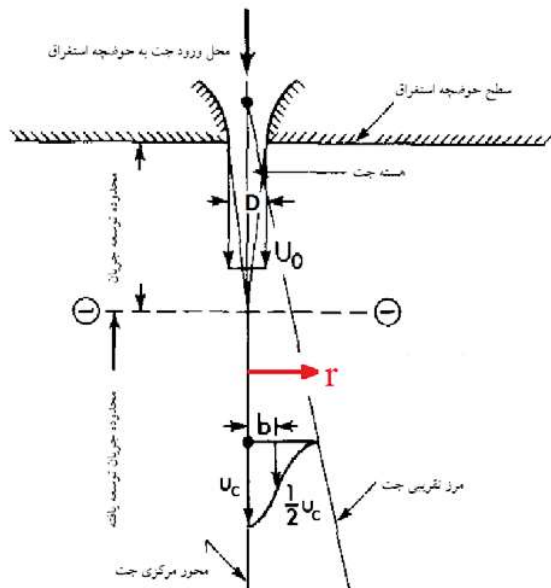
در روابط فوق  $U_o$  سرعت متوسط خروجی از جت،  $L$  ارتفاع ریزش جت از خروجی روزنه تا سطح آب،  $H$  عمق آب در حوضچه استغراق و  $\bar{P}$  فشار متوسط بر حسب متر در کف حوضچه استغراق است (شکل (۱)).

برای تعیین طول ناحیه آزاد و ناحیه برخورد نیز تحقیقات مختلف توسط محققان مختلفی انجام شده است. طول محدوده آزاد از حاصل ضرب پارامتر بی بعد  $\beta$  در عمق حوضچه استغراق محاسبه می شود ( $H_{\text{freejet region}} = \beta \cdot H$ ) و طول محدوده برخورد نیز از حاصل تفریق عمق حوضچه استغراق از طول محدوده آزاد به دست می آید و با  $\eta \cdot H$  نمایش داده می شود ( $\eta \cdot H = H - H_{\text{freejet region}}$ ). برای پارامتر  $\beta$ ، بلتاس<sup>۴</sup> و راجاراتنام<sup>۵</sup> (۱۹۷۴) برای جت دایره ای هوا مقدار  $0.186$ ، کولا<sup>۵</sup> (۱۹۶۶) برای جت مستغرق آب مقدار  $0.65$  تا  $0.75$ ، بلتاس و راجاراتنام<sup>۶</sup> (۱۹۷۳) برای جت صفحه ای هوا مقدار  $0.7$  و گاتمارک<sup>۶</sup> و همکاران (۱۹۷۸) برای جت هوا مقدار  $0.75$  را پیشنهاد داده اند. برای پارامتر  $\eta$  نیز بلتاس و راجاراتنام (۱۹۷۴) برای جت دایره ای هوا مقدار  $0.14$ ، کولا (۱۹۶۶) برای جت مستغرق آب مقدار  $0.28$ ، بلتاس و راجاراتنام (۱۹۷۳) برای جت صفحه ای هوا مقدار  $0.3$  و گاتمارک و همکاران (۱۹۷۸) برای جت هوا مقدار  $0.25$  را ارائه کردند.

بخش عمده ای از تحقیقات گذشته به نحوه پخش جت داخل حوضچه و توزیع فشار در کف حوضچه استغراق اختصاص یافته است. در ادامه به برخی از تحقیقات قبلی اشاره ای خواهد شد.

همکاران (۱۹۹۷) برای رینولدزهای محدوده  $10^4$  تا  $10^5$  و برای جت دایره ای هوا در محیط هوا این ضریب را بین  $2/7$  تا  $3$  پیش بینی کرده اند.

پروفیل های بی بعد سرعت در محدوده جت آزاد نیز توسط افراد مختلفی بررسی گردیده است. راجاراتنام<sup>۱</sup> (۱۹۷۶) دو پروفیل بی بعد بر اساس راه حل های تحلیلی تلمین<sup>۲</sup> و گوئرتر<sup>۳</sup> به صورت روابط (۴) و (۵) ارائه کرد. در این روابط  $r_o$  شعاع روزنه،  $b$  فاصله ای از محور مرکزی پروفیل سرعت که سرعت در آن به نصف سرعت محور مرکزی رسیده است،  $U_o$  سرعت متوسط جت در خروجی روزنه و  $u_c$  سرعت در محور مرکزی جت است (شکل (۳)).



شکل (۳): مشخصات پروفیل سرعت در پخش جت در محدوده آزاد، برگرفته از راجاراتنام (۱۹۷۶)

$$\frac{u_c}{U_o} = 1.1966 \frac{r_o}{b} \quad (۴)$$

$$\frac{u_c}{U_o} = 1.1242 \frac{r_o}{b} \quad (۵)$$

محدوده برخورد محدوده ای است که جت، به دلیل نزدیک شدن به کف حوضچه استغراق، شروع به انحراف از مسیر عادی خود را می کند. کاهش سرعت در محور مرکزی جت در این محدوده، با نحوه کاهش سرعت در محور مرکزی جت در محدوده آزاد متفاوت است. در این ناحیه سرعت با نرخ بسیار

<sup>5</sup> Cola

<sup>6</sup> Gutmark

<sup>1</sup> Rajaratnam

<sup>2</sup> Tollmien Solution

<sup>3</sup> Goertler-type Solution

<sup>4</sup> Beltaos

کرده و نیز رابطه‌ای برای پیش‌بینی فشار بیشینه در کف حوضچه استغراق ارائه دادند. اشلایس<sup>۱۸</sup> و همکاران نیز از سال ۲۰۰۲ تحقیقی جامع در زمینه فشارهای وارد به کف حوضچه استغراق و عوامل مؤثر بر آن‌ها را آغاز کرده‌اند که بخشی از آن توسط بولارت (۲۰۰۲)، مانسو (۲۰۰۶) و دوآرت<sup>۱۹</sup> (۲۰۱۴) انجام شده و هنوز ادامه دارد.

اغلب تحقیقات قبلی در زمینه پخش جت و توزیع فشار در کف حوضچه استغراق به‌منظور بررسی و کنترل فشارهای وارد بر کف حوضچه استغراق و نهایتاً طراحی پوشش کف حوضچه انجام شده است. همان‌طور که تحقیقات پیشین نشان می‌دهد، موضوع پخش جت و توزیع فشار در کف حوضچه استغراق بیشتر به‌صورت آزمایشگاهی بررسی شده و کمتر مدل‌های عددی موردتوجه قرار گرفته است. هدف اصلی این تحقیق بررسی عددی پخش جت و توزیع فشار در کف حوضچه استغراق است. ابتدا آزمایش‌هایی به‌منظور بررسی توزیع فشار در کف ناشی از یک جت ریزشی داخل حوضچه استغراق انجام شد. سپس مدل عددی با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی فوق به همراه داده‌های آزمایشگاهی محققین قبلی صحت‌سنجی گردید. در ادامه پروفیل‌های سرعت، نحوه پخش جت داخل حوضچه استغراق و توزیع فشار در کف حوضچه استغراق بررسی شد. نتایج مدل عددی با نتایج موجود از آزمایش‌های محققین گذشته و تعدادی آزمایش اضافی که در تحقیق حاضر انجام شده مقایسه شده است.

#### مواد و روش‌ها

در این تحقیق تعدادی آزمایش به‌منظور اندازه‌گیری و بررسی توزیع فشار در کف حوضچه استغراق در شرایط گوناگون انجام شد. این آزمایش‌ها مطابق جدول (۱) شامل ۹ آزمایش بوده که در آزمایش‌های ۱ تا ۸، جت پس از خروج از نازل وارد اتمسفر شده و سپس به حوضچه استغراق وارد و در آزمایش شماره ۹ جت بلافاصله پس از خروج از روزنه وارد حوضچه

آلبرتسون و همکاران (۱۹۴۸) چگونگی پخش جت دایره‌ای و مستطیلی مستغرق را به‌صورت آزمایشگاهی بررسی کردند. هوما<sup>۱</sup> (۱۹۵۳) جت دایره‌ای و کولا (۱۹۶۵، ۱۹۶۶) جت دایره‌ای و مستطیلی مستغرق در آزمایشگاه را مدل‌سازی و برخی پارامترهای مرتبط با پخش جت را بررسی نمودند. کولا (۱۹۶۵) در بخشی از کار خود نیز حل تحلیلی پخش جت را انجام داد.

هارتوگ و هاسلر<sup>۲</sup> (۱۹۷۳) در یک تحقیق آزمایشگاهی جت دایره‌ای و مستطیلی ریزشی، به محاسبه زوایای پخش جت پرداختند. مک‌کیوک و اروین (۱۹۸۱) زوایای پخش یک جت دایره‌ای ریزشی را محاسبه کردند. همچنین چی و یوئن<sup>۳</sup> (۱۹۸۵) نحوه پخش مومنوم جت‌های دایره‌ای و مستطیلی ریزشی را مطالعه کردند.

ورود هوا توسط جت‌های ریزشی به داخل حوضچه استغراق نیز از جمله موضوعات مهم بشمار می‌آید. مک‌کیوک و الساوی<sup>۴</sup> (۱۹۸۰)، مک‌کیوک و اروین (۱۹۸۱)، اروین و فالوی (۱۹۸۷)، بونتو و لاهی‌جر<sup>۵</sup> (۱۹۹۳)، بوهرر<sup>۶</sup> و همکاران (۱۹۹۸) و چانسون<sup>۷</sup> و همکاران (۲۰۰۴) تحقیقاتی در این زمینه انجام دادند.

توزیع فشار در کف حوضچه استغراق توسط محققان مختلفی از جمله مور<sup>۸</sup> (۱۹۴۳)، لنکاستر<sup>۹</sup> (۱۹۶۱)، کولا (۱۹۶۵)، هارتوگ و هاسلر (۱۹۷۳)، گاتمارک و همکاران (۱۹۷۸)، کوپوس<sup>۱۰</sup> و همکاران (۱۹۷۹)، لموس<sup>۱۱</sup> (۱۹۸۲)، فرانزتی و تاندا<sup>۱۲</sup> (۱۹۸۴)، می و ویلوبی<sup>۱۳</sup> (۱۹۹۱)، بالیو<sup>۱۴</sup>، فرانزتی و تاندا (۱۹۹۲)، پوارتاس-آگودو<sup>۱۵</sup> (۱۹۹۴)، اروین و همکاران (۱۹۹۷)، بولارت<sup>۱۶</sup> (۲۰۰۲) و مانسو<sup>۱۷</sup> (۲۰۰۶) بررسی شده است. فرانزتی و تاندا نیز (۱۹۸۴) در یک تحقیق گسترده آزمایشگاهی به بررسی جت‌های دایره‌ای وارد شده به حوضچه استغراق پرداختند. آن‌ها پارامترهای مختلف فشار از جمله فشار متوسط، نوسانات فشار، فشارهای بیشینه و کمینه را بررسی

<sup>11</sup> Lemos

<sup>12</sup> Franzetti & Tanda

<sup>13</sup> May & Willoughby

<sup>14</sup> Ballio

<sup>15</sup> Puertas-Agudo

<sup>16</sup> Bollaert

<sup>17</sup> Manso

<sup>18</sup> Schleiss

<sup>19</sup> Duarte

<sup>1</sup> Homma

<sup>2</sup> Hartung & Hausler

<sup>3</sup> Chee & Yuen

<sup>4</sup> Elsavvy

<sup>5</sup> Bonetto & Lahey Jr

<sup>6</sup> Bohrer

<sup>7</sup> Chanson

<sup>8</sup> Moore

<sup>9</sup> Lencastre

<sup>10</sup> Kobus

جدول (۱): مشخصات آزمایش‌ها

شماره آزمایش	D <sub>o</sub> (cm)	Q (lit/s)	U <sub>o</sub> (m/s)	H (cm)	L (cm)	Re
۱	۴/۷	۹	۵/۱۹	۲۰	۲۳	۲۴۰۰۰۰
۲		۱۰/۵	۶/۰۶	۱۴	۲۹	۲۸۰۰۰۰
۳		۱۴	۸/۰۷	۱۷	۲۶	۳۸۰۰۰۰
۴		۱۳	۷/۵۰	۱۳	۳۰	۳۵۰۰۰۰
۵				۳۰	۱۳	۳۵۰۰۰۰
۶		۱۵	۸/۶۵	۱۸	۲۵	۴۱۰۰۰۰
۷				۳۲	۱۱	۴۱۰۰۰۰
۸				۲۰	۲۳	۴۵۰۰۰۰
۹		۱۶/۵	۹/۵۲	۴۳	۰	۴۵۰۰۰۰

مدل‌سازی عددی پخش جت در حوضچه استغراق با استفاده از نرم‌افزار Flow3D انجام گرفته است. این نرم‌افزار از یک شبکه متشکل از سلول‌های مستطیلی استفاده می‌کند که دارای مزایایی برای تولید آسان و نظم مناسب برای بهبود بخشیدن به شبیه‌سازی عددی است که به کمترین ذخیره حافظه احتیاج دارد. قوانین حاکم بر جریان یک سیال تراکم ناپذیر و لزج توسط معادله پیوستگی و معادله ناور-استوکس به شکل زیر بیان می‌شوند.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (۸)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u \frac{\partial u_i}{\partial x} + v \frac{\partial u_i}{\partial y} + w \frac{\partial u_i}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial g}{\partial x_i} + \frac{\mu}{\rho} \left( \frac{\partial^2 u_i}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u_i}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u_i}{\partial z^2} \right) \quad (۹)$$

این نرم‌افزار از مدل‌های آشفتگی مختلفی از جمله طول اختلاط پراتنل، یک معادله‌ای، k-ε، k-ω، RNG و LES استفاده می‌کند. مدل‌های دومعادله‌ای نسبت به معادلات صفرمعادله‌ای و یک معادله‌ای دقت بالاتری در مدل‌سازی آشفتگی جریان دارند. همچنین مدل RNG مدل اصلاح شده‌ای از مدل‌های دومعادله‌ای است و نسبت به دیگر مدل‌های دومعادله‌ای دقت بالاتری مخصوصاً در نزدیک دیواره دارد. برای مقایسه اثر مدل‌های آشفتگی در نتایج پخش جت در حوضچه استغراق، آزمایش شماره ۷ برای مدل‌های آشفتگی مختلف مدل‌سازی گردید. مطابق شکل (۶)، نتایج توزیع فشار در کف حوضچه استغراق نشان داد که مدل آشفتگی RNG توزیع فشار را به نتایج آزمایشگاهی نزدیک‌تر پیش‌بینی می‌کند. بنابراین در

استغراق می‌شد. در آزمایش‌های ۱ تا ۸ فاصله طی شده توسط جت داخل اتمسفر به اندازه‌ای بود که جت به حالت گسیختگی نمی‌رسید.

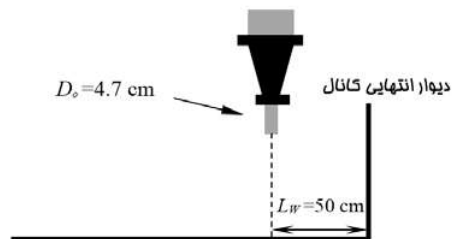
شکل (۴) شمای کلی مدل آزمایشگاهی شامل جت و حوضچه استغراق را نشان می‌دهد. فشار در کف حوضچه استغراق با استفاده از سنسورهای فشار لحظه‌ای برداشت شد. حوضچه استغراق کانالی به طول ۱۰ متر، عرض ۲ و ارتفاع ۱ متر بود. قطر جت ۴۷ میلی‌متر و فاصله قائم نازل تا کف حوضچه ۴۳ سانتی‌متر بود.



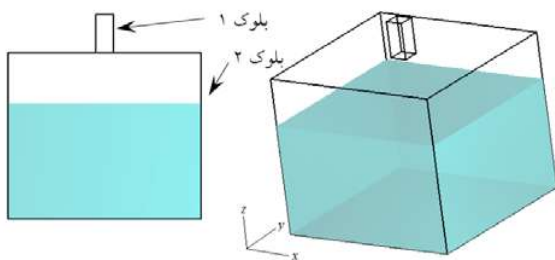
الف) جت و حوضچه ب) کف حوضچه استغراق

شکل (۴): مدل آزمایشگاهی

نکته قابل توجه در آماده‌سازی مدل آزمایشگاهی این بود که در ابتدا، جت خروجی بلافاصله پس از خروج از روزنه، پخش شده و مقطع آن افزایش می‌یافت. برای جلوگیری از پیچش جریان و پخش جت، قطعه‌ای به شکل + قبل از خروجی جت تعبیه گردید و نتایج آزمایش‌ها نشان داد که این قطعه تأثیر بسیاری در جلوگیری از پیچش جت دارد. بر اساس تحقیق مانسو (۲۰۰۶) اگر نسبت فاصله محور مرکزی جت از دیواره کناری حوضچه به قطر جت بیشتر از ۹/۵ باشد دیوار کناری اثری بر جت ندارد. موقعیت دقیق محور مرکزی جت و دیوار انتهایی کانال در شکل (۵) ارائه شده است، بر اساس مقادیر ارائه شده در این شکل  $\frac{L_w}{D_o} = \frac{50}{4.7} = 10.6 \geq 9.5$  و بنابراین دیوار کناری اثری بر جت نخواهد داشت.

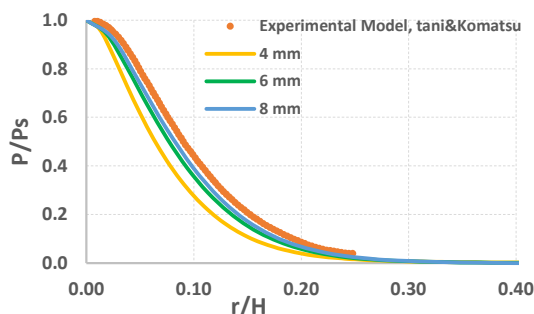


شکل (۵): موقعیت جت نسبت به دیوار انتهایی کانال



شکل (۷): بلوک‌های استفاده‌شده در مدل‌سازی عددی جت و حوضچه استغراق

بنابراین برای مش‌بندی میدان، برای بلوک یک از اندازه سلول ۲ میلی‌متر و برای بلوک دو از سلول ۸ میلی‌متری استفاده‌شده است.

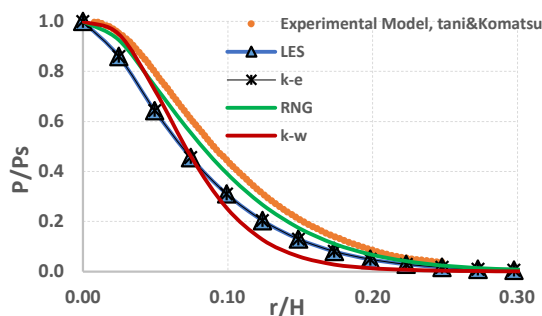


شکل (۸): مقایسه اندازه‌های مختلف سلول‌ها در بلوک ۲

با این شرایط بلوک یک و بلوک دو به ترتیب دارای تقریباً ۲۹۰۰۰ و ۲۱۵۰۰۰ سلول هستند.

شرایط مرزی بلوک‌های جت و حوضچه استغراق در شکل (۹) ارائه‌شده است. بلوک ۱ دارای شرایط مرزی دبی (Q) و متقارن (S) به ترتیب در بالا و پایین و دیوار (W) در کناره‌ها است. همچنین در بلوک ۲ مرزهای قائم حوضچه استغراق دارای شرایط مرزی فشار-ثابت<sup>۲</sup> (P) و شرایط مرزی متقارن و دیوار به ترتیب در بالا و پایین هستند. در شرایط واقعی در فواصل دور از جت، سطح حوضچه استغراق تقریباً ثابت است ولی در نزدیکی محل برخورد جت، سطح آب در حال نوسان است. با در نظر گرفتن مرز فشار-ثابت برای مرزهای حوضچه استغراق عملاً ارتفاع آب در پیرامون حوضچه استغراق ثابت نگه‌داشته خواهد شد.

مدل‌سازی جت و حوضچه استغراق از این مدل استفاده‌شده است.



شکل (۹): مقایسه مدل‌های آشفتگی

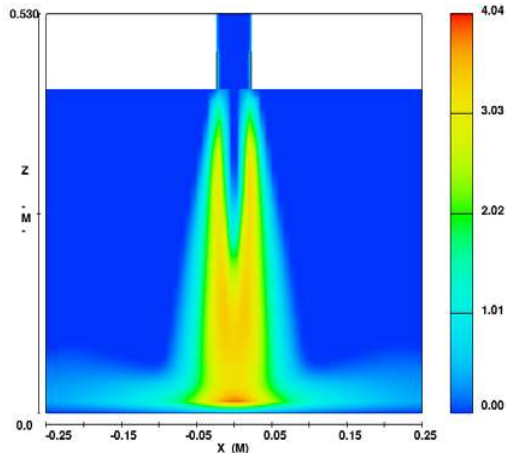
جریان سیال به‌صورت تک‌فازی شبه‌سازی شده است. نرم‌افزار Flow3D این قابلیت را دارد که برای تشخیص حجم سیال<sup>۱</sup> از روش‌های مختلفی استفاده کند. در این تحقیق از روش حجم سیال خودکار استفاده شده است. در این روش برای سلول‌های سطح جریان، که به‌صورت نیمه‌پر هستند، کمیتی تعریف می‌شود که نسبت پرشدگی آن‌ها از آب را نشان می‌دهد. با معلوم بودن این کمیت محل سطح آزاد و زاویه آن در میان سلول‌های میدان حل توسط نرم‌افزار قابل تشخیص است.

این نرم‌افزار برای مش‌بندی مدل از بلوک استفاده می‌کند و هر بلوک پس از ایجاد، به سلول‌های بسیار کوچک‌تری تقسیم‌بندی خواهد شد. بلوک‌ها باید به شکلی ایجاد شوند که تمام میدان حل موردنظر را پوشش دهند، در این تحقیق از دو بلوک برای مدل‌سازی جت و حوضچه استغراق استفاده‌شده است. بلوک مربوط به جت دارای ارتفاع ۱۰ سانتی‌متر و طول و عرض ۴/۷ سانتی‌متر و بلوک مربوط به حوضچه دارای ارتفاع ۴۳ سانتی‌متر و طول و عرض ۲۵ سانتی‌متر است.

برای مش‌بندی میدان حل مطابق شکل (۷) از دو بلوک ۱ و ۲ به ترتیب برای جت و حوضچه استغراق استفاده شده است. برای بررسی اثر اندازه سلول بر نتایج مدل‌های عددی از سه اندازه مختلف سلول در بلوک شماره ۲ استفاده و نتایج آن‌ها مطابق شکل (۸) با یکدیگر مقایسه شدند. نتایج توزیع فشار در کف حوضچه استغراق نشان می‌دهد که اندازه سلول ۸ میلی‌متری نتایج نزدیک‌تری به مقادیر آزمایشگاهی دارد.

<sup>2</sup> Specified Pressure

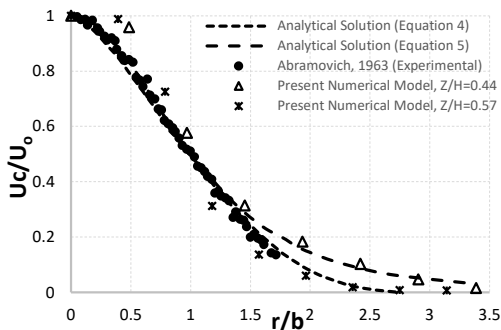
<sup>1</sup> Volume of Fluid (VOF)



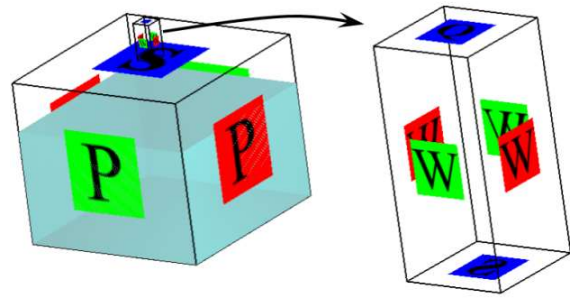
ب): میدان انرژی جنبشی آشفته (بر حسب ژول بر کیلوگرم)  
 شکل (۱۰): میدان سرعت و انرژی جنبشی آشفته برای مدل  
 آزمایش شماره ۹ در صفحه XZ برای Y میانی

### محدوده جت آزاد (ناحیه اول)

ویژگی مهم این محدوده این است که مشخصات جت تحت تأثیر کف حوضچه قرار ندارد و شرایط پخش جت در فضای نامحدود، حاکم است. مقایسه نتایج مدل سازی عددی آزمایش های شماره ۹ (جت مستغرق) و شماره ۵ (جت غیر مستغرق) که مشخصات آنها در جدول (۱) ارائه شده است با روابط (۱) و (۲) و نیز نتایج آزمایشگاهی آبرامویچ<sup>۱</sup> (۱۹۶۳) در شکل (۱۱) ارائه شده اند که تطابق بسیار خوب آنها با یکدیگر و پیش بینی مناسب شرایط پخش در مدل عددی را نشان می دهد. در شکل (۱۱)، Z فاصله از کف حوضچه (بر اساس شکل (۱))، r فاصله از محور مرکزی جت (بر اساس شکل (۲)) و b فاصله ای از محور مرکزی جت که سرعت آن نصف سرعت محور مرکزی جت است (بر اساس شکل (۳)) است.



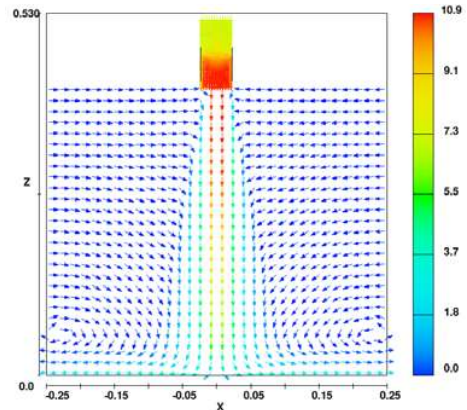
الف) آزمایش شماره ۵



شکل (۹): شرایط مرزی در بلوک یک (سمت راست) و بلوک دو (سمت چپ)

### ارائه نتایج

بررسی نتایج مدل های عددی مختلف، در دو محدوده جت آزاد (ناحیه ۱) و محدوده برخورد (ناحیه ۲) انجام شده است. قبل از بررسی نتایج در هر ناحیه، میدان سرعت و انرژی جنبشی آشفته در مدل آزمایش شماره ۹ به ترتیب در شکل های (۱۰ الف) و (۱۰ ب) ارائه گردیده است. شکل کلی میدان سرعت نشان می دهد که جت و پخش آن داخل حوضچه استغرق به خوبی مدل سازی شده است. همچنین انرژی جنبشی آشفته در محدوده لایه برشی یا به عبارتی محدوده مرز جت در حال پخش بیشینه است.



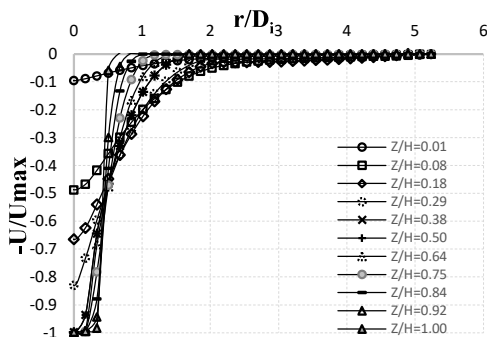
الف): میدان سرعت (بر حسب متر بر ثانیه)

<sup>1</sup> Abramovich

کرده است که نزدیک به نتایج مک‌کیوک و اروین (۱۹۸۱) است. همچنین مدل عددی به‌جز برای آزمایش‌های ۷ و ۹ ضریب پخش  $C_d$  را برای رینولدزهای  $10^5$  تا  $10^6$  از  $2/48$  تا  $3/31$  به‌درستی پیش‌بینی کرده است. البته نتایج تحقیقات گذشته نشان می‌دهد که این پارامتر در شرایط مختلف جت و اعداد رینولدز، بازه گسترده‌ای دارد.

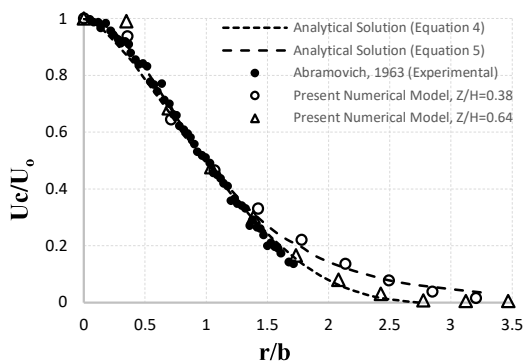
### ناحیه برخورد (ناحیه دوم)

شکل (۱۲) تغییرات پروفیل سرعت جت در مدل‌سازی عددی آزمایش شماره ۹ از محل ورود به حوضچه استغراق ( $Z/H=1.00$ ) تا نزدیکی کف ( $Z/H=0.01$ ) را نشان می‌دهد. در محور افقی این نمودار، فاصله از محور مرکزی جت  $r$  توسط قطر جت در محل برخورد با حوضچه استغراق  $D_i$  و در محور قائم، سرعت جت در هر نقطه  $U$  توسط سرعت بیشینه جت در محل برخورد با حوضچه استغراق  $U_{max}$  بی‌بعد شده است. همان‌طور که مشاهده می‌شود سرعت در محور مرکزی جت از  $(Z/H=1.00)$  تا  $(Z/H=0.38)$  مقداری ثابت است که این نشان‌دهنده هسته جت است ولی پس از  $(Z/H=0.38)$  سرعت محور مرکزی جت کاهش یافته تا اینکه در محل  $(Z/H=0.01)$  به مقدار  $0.1$  سرعت بیشینه (یعنی سرعت در محور جت) می‌رسد.



شکل (۱۲): نتایج مدل عددی برای پروفیل سرعت در ترازهای مختلف برای آزمایش شماره ۹ ( $H=43$  cm) (Z بر اساس شکل (۱) فاصله از کف حوضچه استغراق است)

نکته قابل توجه در ناحیه برخورد، طول این ناحیه است. بلتاس و راجاراتنام (۱۹۷۷) برای محاسبه طول این ناحیه پیشنهاد کرده‌اند که پس از محاسبه فشار در محور مرکزی جت از محل ورود به حوضچه تا کف حوضچه ( $P_c$ ) و نیز کسر کردن فشار استاتیک آب در هر نقطه از فشار مذکور  $(P_c - (H-Z))$ ، محلی



(ب) آزمایش شماره ۹

شکل (۱۱): پروفیل‌های بدون بعد سرعت در محدوده جت آزاد در مدل‌سازی آزمایش‌های شماره ۵ و ۹

موضوع دیگری که در محدوده جت آزاد مورد بررسی قرار گرفته است زوایای پخش جت است که در شکل (۲) مشخص شده‌اند. این زوایا برای آزمایش‌های انجام شده توسط مدل عددی محاسبه شده و در جدول (۲) ارائه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود زوایای  $\alpha_1$  و  $\alpha_2$  به ترتیب در محدوده‌های ۵ تا ۱۱ درجه و ۹ تا ۱۲ درجه قرار دارند. به دلیل آشفتگی بالا در محدوده پخش جت پیش‌بینی مناسب مدل آشفتگی می‌تواند تأثیر بسیاری در این زوایا داشته باشد. بعلاوه در نظر گرفته نشدن پدیده ورود هوا به داخل جت در مدل عددی نیز ممکن است از علت اختلاف اندک آن‌ها با نتایج اروین و فالوی (۱۹۸۷) باشد.

جدول (۲): پارامترهای مختلف پخش جت در مدل‌های عددی

شماره مدل	H(cm)	$\alpha_1$	$\alpha_2$	C	$C_d$
۱	۲۰	۹	۱۱	۰/۳۵	۳/۰۵
۲	۱۴	۱۱	۱۱	۰/۴۰	۲/۴۸
۳	۱۷	۱۰	۹	۰/۳۳	۲/۷۸
۴	۱۳	۱۰	۱۲	۰/۳۸	۲/۹۹
۵	۳۰	۹	۱۰	۰/۳۲	۳/۳۱
۶	۱۸	۹	۹	۰/۳۲	۳/۱۹
۷	۳۲	۵	۱۲	۰/۲۹	۶/۲۱
۸	۲۰	۹	۱۲	۰/۳۷	۳/۰۹
۹	۴۳	۷	۱۱	۰/۳۱	۴/۳۹

علاوه بر زوایای پخش جت، مقادیر پارامترهای  $C$  و  $C_d$  در مدل‌سازی عددی برای آزمایش‌های انجام شده محاسبه و در جدول (۲) ارائه شده است. همان‌طور که در جدول (۲) مشاهده می‌شود مدل عددی مقدار پارامتر  $C$  را در محدوده  $0.29$  تا  $0.40$  برای محدوده رینولدز  $2/4 \times 10^5$  تا  $4/5 \times 10^5$  پیش‌بینی



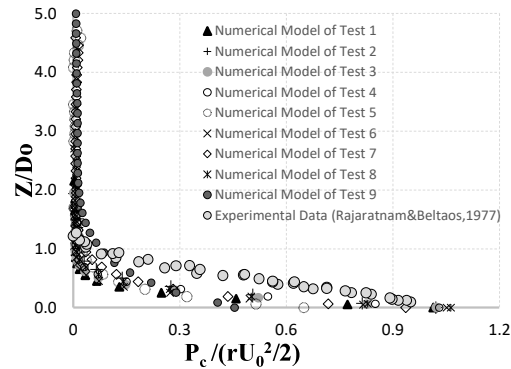
همان‌طور که در جدول (۳) مشاهده می‌شود در مدل عددی مقدار پارامتر  $\beta$  در محدوده ۰/۵۷ تا ۰/۷۷ متغیر است که تطابق نسبتاً مناسبی با نتایج آزمایشگاهی محققان دیگر دارد، زیرا مطابق مقدمه، کولا (۱۹۶۶) برای جت مستغرق آب این پارامتر را بین ۰/۶۵ تا ۰/۷۵، بلتاس و راجاراتنام (۱۹۷۳) برای جت صفحه‌ای هوا ۰/۷ و گاتمارک و همکاران (۱۹۷۸) برای جت هوا ۰/۷۵ گزارش کرده‌اند. همچنین بر اساس جدول (۳)، پارامتر  $\eta$  در محدوده ۰/۲۳ تا ۰/۴۳ در حال تغییر است، برای آزمایش‌هایی با عمق آب داخل حوضچه استغراق بیشتر، مقدار کمتر و برای آزمایش‌هایی با عمق آب داخل حوضچه استغراق کمتر، مقدار بیشتری پیش‌بینی شده است. این موضوع به این دلیل است که فشار در کف حوضچه استغراق از فشار هیدرواستاتیک بیشتر است. برای حوضچه‌های با عمق بیشتر، جت بیشتر مستهلک شده و با سرعت کمتری نسبت به حوضچه‌های کم‌عمق، به کف حوضچه استغراق می‌رسد، بنابراین برای فشارهای هیدرواستاتیک بالاتر، مقادیر فشار حاصل از جت کمتر خواهد شد و برعکس. بعلاوه نتایج این پارامتر در مقایسه با نتایج محققان پیشین که در بخش مقدمه ارائه گردید نشان می‌دهد که نتایج مدل عددی نزدیک به نتایج محققان پیشین است. زیرا مطابق مقدمه، کولا (۱۹۶۶) برای جت مستغرق آب این پارامتر را ۰/۲۸، بلتاس و راجاراتنام (۱۹۷۳) برای جت صفحه‌ای هوا ۰/۳ و گاتمارک و همکاران (۱۹۷۸) برای جت هوا ۰/۲۵ گزارش کرده‌اند.

#### فشار نقطه ایستایی در کف حوضچه استغراق

نتایج  $C_p$  حاصل از مدل عددی برای آزمایش‌های مختلف و نیز نتایج آزمایشگاهی در نقطه ایستایی در کف حوضچه استغراق در این تحقیق و آزمایش‌های محققین دیگر در شکل (۱۴) نشان داده شده است. این شکل نشان می‌دهد که نتایج مدل آزمایشگاهی این تحقیق به نتایج آزمایشگاهی پیشین نزدیک است. همچنین همان‌طور که مشاهده می‌شود نتایج  $C_p$  در مدل عددی در محدوده  $H/D_i < 4-6$  تفاوت بیشتری با نتایج آزمایشگاهی دارد. یکی از مهم‌ترین دلایل این اختلاف وجود حباب‌های هوا در مدل آزمایشگاهی است که در این محدوده به دلیل عمق کم آب قابل‌ملاحظه است. این حباب‌ها با نفوذ در حوضچه استغراق باعث کاهش فشار در نقطه ایستایی خواهند شد ولی در مدل عددی به دلیل عدم

که این فشار به صفر نزدیک می‌شود طول ناحیه برخورد را نشان خواهد داد.

در شکل (۱۳) فشار بدون بعد در محور مرکزی جت بدون در نظر گرفتن فشار استاتیک آب در هر  $Z$  مشخص در مقابل فاصله بدون بعد از کف حوضچه استغراق رسم گردیده است. محل برخورد این منحنی‌ها با محور افقی محل تلاقی محدوده جت آزاد و محدوده برخورد را نشان می‌دهند.



شکل (۱۳): تغییرات فشار در محور مرکزی جت برای مدل‌سازی عددی آزمایش‌های مختلف

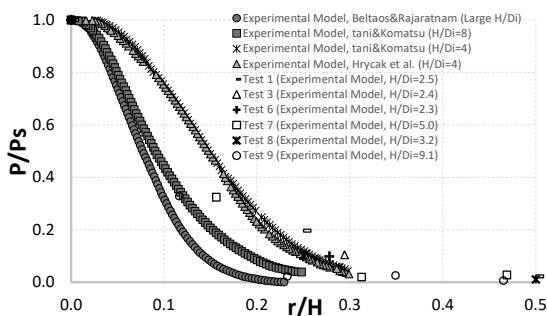
مطابق شکل (۱۳) راجاراتنام و بلتاس (۱۹۷۷) طول ناحیه برخورد را برای جت دایره‌ای هوا برابر  $1.2D_0$  محاسبه کرده‌اند. نتایج مدل‌های عددی برای این طول‌ها به صورت بدون بعد به شکل پارامترهای  $\beta$  و  $\eta$  محاسبه و در جدول (۳) ارائه شده‌اند. باید توجه نمود که در شکل (۱۳) طول ناحیه برخورد (محل تقاطع منحنی‌ها با محور افقی) برحسب  $D_i$  اندازه‌گیری شده، سپس با ضرب این اعداد در  $D_i$  ارتفاع محدوده برخورد محاسبه شده است. در نهایت با تقسیم این اعداد بر عمق حوضچه استغراق در هر آزمایش عدد بدون بعد  $\eta$  به دست آمده و با توجه به رابطه ارائه شده در مقدمه با کسر این پارامتر از عدد  $1/0$  پارامتر  $\beta$  محاسبه گردیده است.

جدول (۳): طول بی‌بعد ناحیه جت آزاد ( $\beta$ ) و ناحیه برخورد ( $\eta$ )

شماره مدل	H	$D_i$	پارامتر $\eta$	پارامتر $\beta$
۱	۲۰	۷/۹۴	۰/۳	۰/۷
۲	۱۴	۵/۵۵	۰/۴۳	۰/۵۷
۳	۱۷	۷/۱۴	۰/۳۵	۰/۶۵
۴	۱۳	۶/۳۴	۰/۴	۰/۶
۵	۳۰	۶/۳۴	۰/۲۵	۰/۷۵
۶	۱۸	۷/۹۳	۰/۳۳	۰/۶۷
۷	۳۲	۶/۳۴	۰/۲۶	۰/۷۴
۸	۲۰	۶/۳۴	۰/۳	۰/۷
۹	۴۳	۴/۷	۰/۲۳	۰/۷۷

### توزیع فشار در کف حوضچه استغراق

نتایج توزیع فشار در کف حوضچه استغراق در مدل آزمایشگاهی این تحقیق در شکل (۱۵) با نتایج آزمایشگاهی محققین قبلی مقایسه شده است. این منحنی‌ها به صورت بدون بعد بوده و فشار در کف حوضچه توسط فشار نقطه ایستایی<sup>۱</sup> ( $P_s$ ) در هر آزمایش بی‌بعد شده است. همان‌طور که در شکل مشاهده می‌شود نتایج آزمایش شماره ۹ با نسبت  $H/D_i=9.1$  (دایره توخالی) به نمودارهای بلتاس و راجاراتنام برای نسبت‌های  $H/D_i=8$  بزرگ و تانی و کوماتسو برای  $H/D_i=8$  نزدیک است. همچنین نتایج بقیه آزمایش‌ها نیز به نمودارهای تانی و کوماتسو و هریکاک<sup>۲</sup> و همکاران با  $H/D_i=4$  نزدیک هستند. برخی اختلاف‌ها در نتایج مدل‌های آزمایشگاهی مختلف ممکن است به دلیل تفاوت در سامانه‌های برداشت فشار از جمله سنسورهای فشار و دستگاه‌های دیتالاگر باشد.



شکل (۱۵): توزیع ( $P/P_s$ ) در کف حوضچه استغراق برای آزمایش‌های تحقیق حاضر و مدل‌های آزمایشگاهی محققین دیگر ( $P_s$ : فشار نقطه ایستایی،  $H$ : ارتفاع آب در حوضچه استغراق (شکل (۱))،  $r$ : فاصله از محور مرکزی جت (شکل (۳)))

همچنین نتایج مدل عددی توزیع فشار در کف حوضچه استغراق در شکل (۱۶) با نتایج آزمایشگاهی آن‌ها مقایسه شده است. مقایسه نتایج نشان می‌دهد که مدل عددی با تقریب مناسبی می‌تواند توزیع فشار در کف حوضچه استغراق را پیش‌بینی نماید. میزان خطای مدل عددی در پیش‌بینی توزیع فشار حدود ۱۵ درصد است.

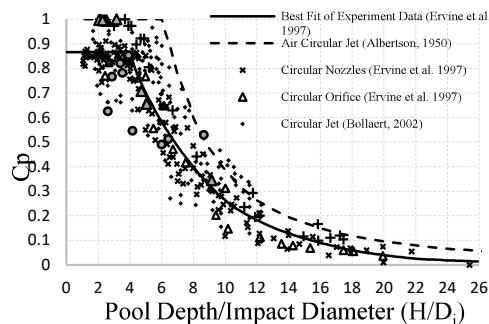
با توجه به شکل مشاهده می‌شود که توزیع فشار در آزمایش شماره ۹ و مدل عددی آن، در مقایسه با بقیه مدل‌های عددی و آزمایشگاهی، بهترین تطابق را با یکدیگر دارند. این آزمایش بر اساس جدول (۱) بیشترین ارتفاع آب در حوضچه استغراق را دارد و این باعث خواهد شد که حباب‌هایی که به داخل

مدل‌سازی حباب‌هایی که به داخل حوضچه کشیده می‌شوند مقدار  $C_p$  در این محدوده را برابر یک نشان می‌دهد. البته در این محدوده  $H/D_i < 4-6$  نتایج مدل عددی منطبق بر نتایج آلبرتسون و همکاران (۱۹۴۸) است که  $C_p$  را برای حالت جت دایره‌ای هوا در محیط هوا محاسبه کرده است.

در محدوده  $H/D_i > 4-6$  به دلیل افزایش عمق حوضچه استغراق، نفوذ حباب‌های هوا در ترازهای پایین حوضچه کمتر شده و نتایج  $C_p$  به دست آمده از مدل عددی به نتایج آزمایشگاهی نزدیک‌تر شده است. همان‌طور که در شکل (۱۴) مشاهده می‌شود نتایج مدل عددی در این محدوده به نتایج اروین و همکاران (۱۹۹۷) بسیار نزدیک شده است. در جدول (۴) میزان خطای پارامتر  $C_p$  در مدل‌های عددی نسبت به نتایج اروین و همکاران ارائه شده است. مشاهده می‌شود که برای مدل‌های ۵، ۷ و ۹، که جت توسعه یافته به کف حوضچه برخورد می‌کند ( $H/D_i < 4-6$ ) مقدار متوسط خطا ۷ درصد و برای بقیه مدل‌ها که هسته جت به کف حوضچه برخورد می‌کند ( $H/D_i > 4-6$ ) متوسط خطا ۱۴ درصد است.

جدول (۳): طول بی‌بعد ناحیه جت آزاد ( $\beta$ ) و ناحیه برخورد ( $\eta$ )

شماره مدل	خطا (%) نسبت به نتایج اروین و همکاران (۱۹۹۷)
۱	۱۴
۲	۱۴
۳	۱۴
۴	۱۴
۵	۴
۶	۱۴
۷	۶
۸	۱۴
۹	۱۱



شکل (۱۴): مقایسه  $C_p$  در مدل عددی با نتایج آزمایشگاهی

<sup>2</sup> Hrycak

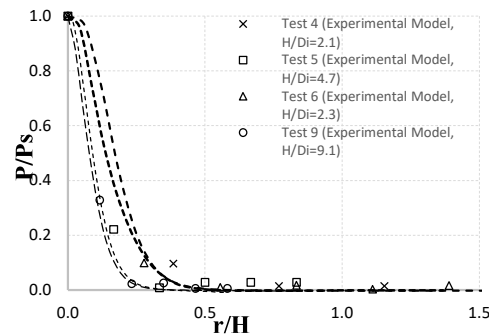
<sup>1</sup> Stagnation Point

آزمایشگاهی نزدیکتر شده است. در این شرایط خطای مدل عددی به کمتر از ۷ درصد نسبت به مدل آزمایشگاهی می‌رسد.

#### مراجع

- 1- Abramovich, G. N. (1963). The theory of turbulent jets, M.I.T. Press.
- 2- Albertson, M., Dai, Y., Jensen, R. and Rouse, H. (1950). "Diffusion of submerged jets." *Transactions of the ASCE*. 115(1), 639-664.
- 3- Ballio, F., Franzetti, S., Tanda, M. G. (1992). "Pressure fluctuations induced by turbulent circular jets impinging on a flat plate." *EXCERPTA of The Italian Contributions to the Field of Hydraulic Engineering*. 7, 41-59
- 4- Beltaos, S. and Rajaratnam, N. (1973). "Plane turbulent impinging jets." *Journal of Hydraulic Research*. 11(1), 29-59.
- 5- Beltaos, S. and Rajaratnam, N. (1974). "Impinging circular turbulent jets." *Journal of the Hydraulics Division*. 100(10), 1313-1328.
- 6- Beltaos, S. and Rajaratnam, N. (1977). "Impingement of axisymmetric developing jets." *Journal of Hydraulic Research*. 14(4), 311-326.
- 7- Bohrer, J. G., Abt, S. R. and Wittler, R. J. (1998). "Predicting plunge pool velocity decay of free falling, rectangular jet." *Journal of Hydraulic Engineering*. 124(10), 1043-1048.
- 8- Bollaert, E. (2002). "Transient Water Pressures in Joints and Formation of Rock Scour due to High-Velocity Jet Impact." Thesis of EPFL.
- 9- Bonetto, F. and Lahey Jr, R. T. (1993). "An experimental study of air carry under due to a plunging liquid jet." *International Journal of Multiphase Flow*. 19(2), 281-294.
- 10- Chanson, H., Aoki, S. and Hoque, A. (2004). "Physical modelling and similitude of air bubble entrainment at vertical circular plunging jets." *Chemical Engineering Science*. 59, 747-758.
- 11- Chee, S. P. and Yuen, E. M. (1985). "Erosion of unconsolidated gravel beds." *Canadian Journal of Civil Engineering*. 12, 559-566
- 12- Cola, R. (1965). "Energy dissipation of a high-velocity vertical jet entering a basin." *Proceeding of Xxi iahr congress, Vol. I, paper 1.52, IAHR, Leninegrad, pp. 1-13.*

حوضچه کشیده می‌شوند کمترین تأثیر را بر فشارهای کف حوضچه استغراق داشته باشند و در نتیجه نتایج مدل عددی به دلیل عدم مدل‌سازی این حباب‌ها، به نتایج مدل آزمایشگاهی نزدیکتر باشد.



شکل (۱۶): توزیع  $(P/P_s)$  در کف حوضچه استغراق برای مدل‌های عددی و آزمایشگاهی تحقیق حاضر

#### نتیجه‌گیری

در این تحقیق پدیده پخش جت در حوضچه استغراق به کمک نرم‌افزار Flow3D مدل‌سازی شد. نتایج مدل‌سازی‌ها نشان داد که این نرم‌افزار توانایی بسیار خوبی در پیش‌بینی مشخصات پخش جت شامل پروفیل‌های سرعت و زوایای پخش جت در ناحیه آزاد و ناحیه برخورد را دارد. مدل عددی، زوایای انقباض هسته جت و انبساط جت را به ترتیب در محدوده ۵ تا ۱۱ درجه و ۹ تا ۱۲ درجه پیش‌بینی می‌کند که بسیار نزدیک به اندازه‌گیری‌های آزمایشگاهی اروین و فالوی (۱۹۸۷) است.

مقایسه پروفیل‌های سرعت در مدل‌سازی عددی با نتایج آزمایشگاهی و حل تحلیلی نشان از دقت بالای نرم‌افزار در پیش‌بینی این پروفیل‌ها در پخش جت در حوضچه استغراق است. همچنین نرم‌افزار Flow3D طول محدوده آزاد و محدوده برخورد را نیز بسیار خوب پیش‌بینی می‌کند.

نتایج  $C_p$  در مدل عددی در محدوده عمق حوضچه به قطر جت کمتر از ۴ تا ۶ تفاوت بیشتری با نتایج آزمایشگاهی داشته و حدود ۱۴ درصد بیشتر است. یکی از مهم‌ترین دلایل این اختلاف وجود حباب‌های هوا در مدل آزمایشگاهی است که در این محدوده به دلیل عمق کم آب قابل‌ملاحظه است که توسط مدل عددی دیده نمی‌شود. از طرفی در محدوده عمق حوضچه به قطر جت بیشتر از ۴ تا ۶ به دلیل افزایش عمق حوضچه استغراق، نفوذ حباب‌های هوا در ترازهای پایین حوضچه کمتر شده و نتایج  $C_p$  به دست‌آمده از مدل عددی به نتایج

- Symposium on the Layout of Dams in Narrow Gorges, ICOLD, Brazil, pp. 241-252.
- 24- Lencastre, A., (1961). "Free Overflow Spillways." Engineering and Design Principles, National Laboratory for Civil Engineering Studies, Report No.1 74, Lisbon, Portugal, (WPRS translation no. 455)
- 25- Liu, P., Li, F. and Yin, W. (2003). "Experimental study on controlling parameters of flow patterns downstream of high dams." Vol. Theme D, IAHR, pp. 839-844.
- 26- Malmström, T. G., Kirkpatrick, A. T., Christensen, B. and Knappmiller, K. D. (1997). "Centerline velocity decay measurements in low-velocity axisymmetric jets." *Journal of Fluid Mechanics*. 346, 363-377.
- 27- Manso, P. (2006). "The influence of pool geometry and induced flow patterns on rock scour by high-velocity plunging jets." Thesis of EPFL.
- May, R. W. P., Willoughby, I. R. (1991). "Impact pressures in plunge pool basins due to vertical falling jets." Report SR 242, HR Wallingford, U.K., January.
- 28- McKeogh, E. J. and Elsayy, E. M. (1980). "Air retained in pool by plunging water jet." *Journal of the Hydraulic Division*. 106(10), 1577-1593.
- 29- McKeogh, E. J. and Ervine, D. A. (1981). "Air entrainment rate and diffusion pattern of plunging liquid jets." *Chemical Engineering Science*. 36, 1161-1172.
- 30- Moore, W. L. (1943). "Energy loss at the base of free over fall." *Transactions of the American Society of Civil Engineers*. 108(1), 1343-1360.
- 31- Puertas-Agudo, J. (1994). "Hydraulic criteria for the design of energy dissipation basins in arch dams with free crest over fall." Ph. D. Thesis, Universitat Politècnica de Catalunya.
- 32- Rajaratnam, N. (1976). "Turbulent jets." Volume 5 of Developments in Water Science, Elsevier.
- 13- Duarte, R. (2014). "Influence of Air Entrainment on Rock Scour Development and Block Stability in Plunge Pools." Thesis of EPFL
- 14- Ervine, A. and Falvey, H. T. (1987). "Behavior of turbulent water jets in the atmosphere and in plunge pools." Paper 9136, Water Eng. Group, Proc. of the Institution of Civil Engineers, Part 2, Vol. 83, pp. 295-314.
- 15- Ervine, D. A., Falvey, H. R. and Withers, W. (1997), "Pressure fluctuations on plunge pool floors." *Journal of Hydraulic Research*. 35(2), 257-279.
- 16- Franzetti, S., Tanda, M.G. (1987), "Analysis of turbulent pressure fluctuation caused by a circular impinging jet." International Symposium on New Technology in Model Testing in Hydraulic Research, India, pp. 85-91
- 17- Gutmark, G., Wolfshtein, M. and Wagnanski, I. (1978). "The plane turbulent impinging jet." *Journal of Fluid Mechanics*. 88(4), 737-756.
- 18- Hartung, F. and Häusler, E. (1973). "Scours, stilling basins and downstream protection under free over fall jets at dams." Proc. of the 11th Congress on Large Dams, Vol. Q41 R3, ICOLD, Madrid, pp. 39-56.
- 19- Homma, M. (1953). "An Experimental study on water fall." Proceedings of the Minnesota International Hydraulics Conference, United States
- 20- Hrycak et al. (1970). "Experimental flow characteristics of a single turbulent jet impinging on a flat plate", NASA TND-5690
- 21- Kamoi, A. and Tanaka, H. (1972). "Measurements of wall shear stress, wall pressure and fluctuations in the stagnation region produced by oblique jet impingement, in D. J. Cockrell (ed.)." *Fluid Dynamic Measurements Conference Papers*. 1, 217-227.
- 22- Kobus, H., Leister, P. and Westrich, B. (1979). "Flow field and scouring effects on steady and pulsating jets impinging on a movable bed." *Journal of Hydraulic Research*. 17(3), 175-192.
- 23- Lemos, F. (1982). "Behavior of hydraulic structures of some dams built in narrow valleys (in Portuguese)." Transactions of the International

## Numerical Simulation of Water Jet Diffusion in a Plunge Pool and Pressure to Bottom

Ehsan Behnamtalab <sup>1</sup>

Masoud Ghodsian <sup>\*2</sup>

Amirreza Zarrati <sup>3</sup>

Aliakbar Salehi Neishabouri <sup>4</sup>

### Abstract

Jet diffusion in plunge pool is one of the research topics of many researchers. Most of these researches were done experimentally and few of them were done numerically. In this study, jet diffusion in plunge pool is simulated by using FLOW3D software. Result of models show that this software has a high capability in predicting of jet diffusion characteristics such as velocity profiles and diffusion angles in free jet and impinging regions. The height of impinging region in numerical model is very close to experimental results. Numerical model results have shown that angles of jet diffusion i.e. outer spread angle and inner core decay angle are 5 to 11° and 9 to 12°, respectively. Numerical model predicts the normalized mean pressure ( $C_p$ ) equal to 1.0 in the plunge pool floor when core jet meets the plunge pool floor whereas this parameter is less than 1.0 in the experimental model because of air entrainment to plunge pool. Moreover, normalized pressure profiles in the plunge pool floor has similar results with experimental cases.

### Keywords

Dynamic Analysis, Gravity Dam, Interaction, Isolation Layer, Mechanical Properties.

---

<sup>1</sup> PhD Student of Hydraulic Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

<sup>2\*</sup> Professor, Department of Civil Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran, ghods@modares.ac.ir.

<sup>3</sup> Professor, Department of Civil Engineering, Amirkabir University, Tehran, Iran.

<sup>4</sup> Professor, Department of Civil Engineering, Tarbiat Modares University, Tehran, Iran.

Received: 2016/03/27

Accepted: 2016/12/09