

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ



دانشکده: عمران و معماری

گروه مهندسی عمران - گرایش سازه‌های هیدرولیکی

تحلیل رشد لایه آب و هوا در طول جت هواده سرریز سدها

دانشجو: شاهین اسفندیاری

اساتید راهنما:

دکتر احمد احمدی

و

دکتر محمدرضا جلیلی قاضی‌زاده

پایان‌نامه ارشد جهت اخذ درجه کارشناسی ارشد

تیر ماه ۸۹

دانشگاه صنعتی شاهرود



دانشگاه صنعتی شاهرود
دانشکده : عمران و معماری
گروه : عمران
پایان نامه کارشناسی ارشد آقای شاهین اسفندیاری

تحت عنوان:

"تحلیل رشد لایه آب و هوا در طول جت هواده سرریز سدها"

در تاریخ ۸۹/۴/۲۹ توسط کمیته تخصصی زیر جهت اخذ مدرک کارشناسی ارشد مورد ارزیابی و با درجه عالی مورد پذیرش

قرار گرفت.

امضاء	اساتید مشاور:	امضاء	اساتید راهنما:
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی : دکتر احمد احمدی
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی : دکتر محمدرضا جلیلی قاضی زاده

امضاء	نماینده تحصیلات تکمیلی	امضاء	اساتید داور:
	نام و نام خانوادگی : مهندس عباس محمدی		نام و نام خانوادگی : دکتر وحیدرضا کلات جاری
-			نام و نام خانوادگی : دکتر رامین امینی

تشکر و قدردانی

از زحمات اساتید ارجمند آقایان دکتر احمد احمدی و دکتر محمدرضا جلیلی قاضی زاده که من را در این پژوهش راهنمایی و مساعدت نمودند کمال تشکر را دارم.

همچنین از تمامی دوستان که مرا در انجام این پایان نامه یاری نمودند صمیمانه تشکر می‌نمایم.

تعهد نامه

اینجانب شاهین اسفندیاری دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته سازه‌های هیدرولیک دانشکده عمران و معماری دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان‌نامه تحلیل رشد لایه آب و هوا در طول جت هواده سرریز سدها تحت راهنمایی دکتر احمد احمدی و دکتر محمد رضا جلیلی قاضی‌زاده به عنوان اساتید راهنما متعهد می‌شوم:

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده و از صحت و اصالت برخوردار است.
- در استفاده از نتایج پژوهش‌های محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است.
- مطالب مندرج در پایان‌نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرکی یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است.
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد و مقالات مستخرج با نام <<دانشگاه صنعتی شاهرود>> و یا <<shahrood university of technology>> به چاپ خواهد رسید.
- حقوق معنوی تمام افراد که در به دست آوردن نتایج اصلی پایان نامه تاثیر گذار بوده‌اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که از موجود زنده (یا بافت‌های آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است.
- در کلیه مراحل انجام این پایان‌نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری، ضوابط و اصول اخلاقی انسانی رعایت شده است.

تاریخ:

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق و نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج، کتاب، برنامه‌های رایانه ای، نرم افزارها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می‌باشد. این مطلب باید به نحوی مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود.
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی‌باشد.

چکیده

سرریز سدهای بلند، جریان سیلاب‌های عبوری را با سرعت بالایی از خود عبور می‌دهند. عبور جریان با سرعت بالا با پدیده مخرب کاویتاسیون همراه است. سازه‌های بسیاری در سراسر دنیا و در ایران به علت پدیده کاویتاسیون تخریب و یا آسیب دیده‌اند. مشخص شده است که وجود ۸ درصد هوا در داخل جریان آب می‌تواند از پدیده کاویتاسیون پیشگیری و یا خطرات آن را متوقف کند. هوادهی جریان توسط ساخت هواده‌ها در مسیر جریان انجام می‌شود. ورود هوا به داخل جریان آب و رفتار جریان مخلوط آب و هوا در روی سرریز پیچیده و تحلیل آن مشکل است. علیرغم اهمیت موضوع و مطالعاتی که در ارتباط با کاویتاسیون انجام شده است اطلاعات زیادی برای طراحی سرریزها مورد نیاز است که تاکنون به آن پاسخ داده نشده است. به عنوان مثال رابطه و روشی مشخص و قابل قبول برای تعیین فاصله بین هواده‌ها موجود نیست و اطلاعات کمی از مخلوط جریان آب و هوا بر روی سرریز در دسترس می‌باشد.

در مطالعه حاضر شناخت مکانیزم رفتاری و بررسی عوامل مؤثر بر رشد لایه آب و هوا در جریان جت هواده‌ها مورد نظر می‌باشد. در این پایان نامه توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده مطالعه شده و رابطه‌ای تجربی برای آن ارائه شده است. سپس رابطه پیشنهادی برای توزیع غلظت هوا با داده‌های آزمایشگاهی محققین دیگر مقایسه و نشان داده شده است که تطابق خوبی بین داده‌های آزمایشگاهی آن محققین و رابطه جدید وجود دارد.

همچنین رشد لایه مخلوط آب و هوا در جت هواده به صورت تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته و رابطه‌ای بین ضخامت لایه آب و هوا در جت هواده و ضریب پخش آشفستگی برقرار شده است. در انتها، نتایج مطالعات تحلیلی حاضر با نتایج اندازه‌گیریهای تحلیلی و آزمایشگاهی محققین دیگر مقایسه گردیده و نشان داده شده است که این نتایج با نتایج محققین قبلی تقریباً در یک محدوده قرار گرفته و هم‌خوانی قابل قبولی دارند.

کلمات کلیدی: سرریز تندآب، کاویتاسیون، جریان آب و هوا، هواده، لایه‌های آب و هوا،

توزیع غلظت هوا، ضریب پخش آشفستگی

فهرست مطالب

فصل اول؛ مقدمه و کلیات	۱
۱-۱ مقدمه	۲
۲-۱ شرح کاویتاسیون	۴
۱-۲-۱ خسارات کاویتاسیون در سرریز سد کارون یک (شهید عباسپور)	۷
۳-۱ نحوه آسیب زدن کاویتاسیون و روشهای کاهش خسارت ناشی از آن	۸
۴-۱ هوادهی جریان برای پیشگیری از کاویتاسیون	۹
۱-۴-۱ ساختار عمودی و طولی جریان آب و هوا	۱۲
۲-۴-۱ هواگیری طبیعی (Self Aeration)	۱۵
۳-۴-۱ هواگیری اجباری (مصنوعی) (Forced Aeration)	۱۸
۵-۱ نواحی جریان عبوری از روی هواده	۲۱
۶-۱ مکانیزم هواگیری جت	۲۳
۷-۱ ناحیه ضربه و هوازدایی (Impact and De-Aeration Zone)	۲۴
۸-۱ فاصله هوادهها (Aerator Spacing)	۲۵
۹-۱ اهداف مورد نظر در پروژه حاضر	۲۶
فصل دوم؛ مروری بر مطالعات انجام شده	۲۸
۱-۲ مقدمه	۲۹
۲-۲ میزان دبی هوای عبوری از داکت هواده	۲۹
۳-۲ توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده	۴۳
۱-۳-۲ تابع تجربی توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا (Pan et al 1980)	۴۳

۴۴	۲-۳-۲ تابع تحلیلی توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا (Chanson 1996).....
۴۷	۴-۲ توزیع غلظت در لایه آب و هوا در جتهای دایره‌ای شکل (Chanson 1996).....
۵۰	۵-۲ بحث در مورد روابط ارائه شده برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی جت هواده (جلیلی ۱۳۸۲).....
۵۲	فصل سوم؛ ارائه رابطه تجربی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی جت هواده.....
۵۳	۱-۳ مقدمه.....
۵۴	۲-۳ بررسی آزمایشگاهی جریان جت بر روی هواده.....
۵۴	۱-۲-۳ آزمایشهای جلیلی (جلیلی ۱۳۸۲).....
۵۹	۲-۲-۳ آزمایشهای Chanson.....
۶۳	۳-۲-۳ آزمایشهای Lima و Schulz (Lima et al. 2008).....
۶۶	۳-۳ مشخصات لایه‌های مخلوط آب و هوا در طول جت هواده.....
۶۶	۱-۳-۳ تعریف مرزهای لایه آب و هوا.....
۶۹	۲-۳-۳ توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا.....
۷۲	۳-۳-۳ ارزیابی رابطه جدید با داده‌های آزمایشگاهی دیگر محققین.....
۷۶	فصل چهارم؛ توسعه رابطه تحلیلی برای رشد لایه آب و هوا.....
۷۷	۱-۴ مقدمه.....
۷۹	۲-۴ معادلات حاکم بر جریان آب و هوا (جلیلی ۱۳۸۲).....
۸۱	۱-۲-۴ روابط چگالی و سرعت.....
۸۴	۳-۴ انتقال شبکه مختصات (جلیلی ۱۳۸۲).....
۸۴	۱-۳-۴ سیستم مختصات s-n.....

- ۴-۴ استخراج روابط تحلیلی در مختصات s-n برای رشد لایه آب و هوا در جت هواده ... ۸۵
- ۱-۴-۴ پروفیل غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا..... ۸۸
- ۲-۴-۴ حل معادله حاکم و تعیین رابطه تحلیلی..... ۸۹
- ۵-۴ برآورد ضریب پخش آشفستگی جت هواده با استفاده از نتایج آزمایشگاهی موجود.... ۹۵
- ۶-۴ مطالعات (Chanson 1996) در ارتباط با ضریب پخش آشفستگی جت هواده (جلیلی
 ۹۸..... (۱۳۸۲
- فصل پنجم؛ نتیجه گیری و پیشنهادات..... ۱۰۵
- ۱-۵ نتیجه گیری ۱۰۶
- ۲-۵ پیشنهادات برای ادامه مطالعات حاضر..... ۱۰۷
- ۱۰۸REFERENCES::مراجع

فهرست اشکال

- شکل ۱-۱ رابطه بین کاهش حجم فرسایش و غلظت هوا $V=46\text{m/s}$ ۳
- شکل ۲-۱ شکل هواده ۴
- شکل ۳-۱ خسارت کاویتاسیون در سرریز سد کارون یک (شهید عباسپور) ۸
- شکل ۴-۱ ساختار جریان در کانال باز (Falvey 1980) ۱۳
- شکل ۵-۱ رژیم‌های هواگیری جریان در کانال باز (Falvey 1980) ۱۴
- شکل ۶-۱ اشکال مختلف هواگیری در روی سرریز سد Canyon Ferry در Montana (Falvey 1980) ۱۶
- شکل ۷-۱ هواگیری جریان در روی یک هواده ۱۷
- شکل ۸-۱ کاربرد عملی یک وسیله هواگیری روی سرریز شوت ، سد Pedro do Caval در برزیل ۱۹
- شکل ۹-۱ سیستم داکت هواده (Rutschmann et al. 1986) ۲۰
- شکل ۱۰-۱ نواحی جریان روی یک هواده ۲۱
- شکل ۱۱-۱ توزیع فشار در مجاورت یک هواده (Nelson and Pinto 1986) ۲۲
- شکل ۱۲-۱ منطقه نقطه ضربه (Chanson 1989) ۲۳
- شکل ۱۳-۱ مقاطع اندازه‌گیری برای مطالعه Lima et al.(2008) ۲۵
- شکل ۱-۲ تعریف مشخصات هواده و We ۳۱
- شکل ۲-۲ نتایج تغییرات β نسبت به $\frac{\Delta P}{\gamma h}$ برای اعداد فرود مختلف در مدل سد Foz do Areia ۳۴
- (Rutschmann et al.1986) ۳۴
- شکل ۳-۲ نتایج تغییرات β نسبت به $\frac{\Delta P}{\gamma h}$ برای اعداد فرود مختلف در مدل سد Clyde ۳۴
- (Rutschmann et al.1986) ۳۴

- شکل ۲-۴ میزان هوای ورودی برای $P_N = 0$ هواده با رمپ $(\phi = 5.7^\circ)$ ۳۸
- شکل ۲-۵ میزان هوای ورودی برای $d/t_s = 0.95$ هواده با رمپ $(\phi = 5.7^\circ)$ ۳۸
- شکل ۲-۶ تعریف پارامترهای هواده ۴۲
- شکل ۲-۷ مشخصه‌های جت هواده و لایه های تحتانی و فوقانی آب و هوا ۴۳
- شکل ۲-۸ تصویر شماتیک جت دو بعدی (Chanson 1996) ۴۵
- شکل ۲-۹ مقایسه داده‌های آزمایشگاهی (Chanson 1988) با تابع شماره (۲-۳۵) ۴۶
- شکل ۲-۱۰ مقایسه داده‌های آزمایشگاهی با توابع (۲-۳۸) و (۲-۳۹) (Chanson 1996) ۵۱
- شکل ۳-۱ (تکراری) نواحی جریان روی یک هواده ۵۳
- شکل ۳-۲ سرریز سد Foz do Areia در حال بهره برداری و کارکرد هواده‌ها ۵۴
- شکل ۳-۳ مشخصات فلوم آزمایشگاهی ۵۵
- شکل ۳-۴ فلوم آزمایشگاهی ۵۵
- شکل ۳-۵ پروب الکتریکی ۵۸
- شکل ۳-۶ مشخصات سازه هواده در پژوهش جلیلی ۵۹
- شکل ۳-۷ هواده سرریز سد Clyde با مقیاس ۱:۱۵ ۶۰
- شکل ۳-۸ مشخصات سازه هواده در مطالعه Chanson (1990) ۶۱
- شکل ۳-۹ اندازه‌گیری غلظت با استفاده از پروب سزیم ۱۳۷ ۶۴
- شکل ۳-۱۰ (تکراری) مقاطع اندازه‌گیری برای مطالعه Lima et al. (2008) ۶۵
- شکل ۳-۱۱ تعریف مشخصه‌های جت در مطالعه حاضر ۶۸
- شکل ۳-۱۲ هواگیری در جت تخلیه شده در اتمسفر ۶۹
- شکل ۳-۱۳ داده‌های اندازه‌گیری شده در لایه تحتانی جت هواده و مقایسه آن با رابطه (۳-۲) ۷۰
- شکل ۳-۱۴ خط برازش داده شده بر داده‌های آزمایشگاهی بدست آمده توسط جلیلی (۱۳۸۲) ۷۱
- شکل ۳-۱۵ مقایسه مقادیر اندازه‌گیری شده و رابطه (۳-۳) برای توزیع غلظت هوا در لایه زیرین

- جت هواده ۷۲
- شکل ۱۶-۳ مقایسه تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Chanson و معادله (۲-۳) ۷۳
- شکل ۱۷-۳ مقایسه تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Chanson و معادله (۳-۳) ۷۳
- شکل ۱۸-۳ مقایسه بین تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Lima et al. و معادله (۲-۳) ۷۴
- شکل ۱۹-۳ مقایسه بین تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Lima et al. (2008) و معادله (۳-۳) ۷۵
- شکل ۱-۴ هواده‌ی روی یک هواده (Chanson 1989) ۷۷
- شکل ۲-۴ هندسه هواده (Rutschmann et al. 1986) ۷۸
- شکل ۳-۴ فرض جریان مخلوط ۸۱
- شکل ۴-۴ تعریف مولفه‌های سرعت ۸۳
- شکل ۵-۴ سیستم مختصات S-n ۸۵
- شکل ۶-۴ ضخامت لایه تحتانی در سیستم مختصات کارتیزین و S-n ۸۸
- شکل ۷-۴ پروفیل غلظت در لایه آب و هوا در طول جت هواده ۸۹
- شکل ۸-۴ تغییرات ضخامت لایه تحتانی آب و هوا در طول جت هواده برای آزمایشهای مختلف (جلیلی ۱۳۸۲) ۹۵
- شکل ۹-۴ سرعت عمودی در خط مرکزی جت ۹۶
- شکل ۱۰-۴ ضریب پخش آشفته‌گی برای آزمایشهای مختلف بر حسب ضخامت ابتدای رمپ جت هواده ۹۷
- شکل ۱۱-۴ مقایسه ضریب پخش آشفته‌گی برای آزمایشهای حاضر و آزمایشهای دیگر محققین ۱۰۲
- شکل ۱۲-۴ مقایسه نتایج ضریب پخش آشفته‌گی برای آزمایشهای حاضر و دیگر محققین به صورت بدون بعد ۱۰۳

فهرست جداول

- جدول ۱-۱ غلظت هوای مورد نیاز برای جلوگیری از فرسایش ناشی از کاویتاسیون برحسب تابعی از سرعت جریان و مقاومت فشاری..... ۱۱
- جدول ۱-۲ مشخصات هندسی هوادهای استفاده شده در مطالعه (Kokpinar و Demiroz (1996) ۴۰ (1985)
- جدول ۲-۲ مشخصات تعدادی از آزمایشهای انجام شده بر روی مدل هواده..... ۴۲
- جدول ۳-۲ دادههای آزمایشگاهی مختلف و مقادیر D_t برای جتهای آب آشفته (Chanson 1996) ۵۰
- جدول ۱-۳ مشخصات آزمایشهای انجام شده ۵۹
- جدول ۲-۳ مشخصات برخی از آزمایشهای انجام شده توسط Chanson (1988) ۶۳
- جدول ۳-۳ شرایط آزمایشگاهی برای مطالعه Lima et al.(2008)..... ۶۶

فهرست علائم

$a_4 - a_1$	ضرائب ثابت
A_0	مساحت مقطع کنترل
b	عرض کانال
C_1, C_2	ضرائب ثابت
c	۱- غلظت هوا ۲- ضریب دبی
c_m	غلظت هوا در لبه خارجی لایه آب و هوا
\bar{c}	غلظت متوسط هوا در لایه آب و هوا
\bar{c}_L	غلظت متوسط هوا در لایه تحتانی جت هواده
C_d	ضریب جریان عبوری از روزنه
d_1	ضخامت هسته جت
d_2	ضخامت خارجی جت
d_o	عمق جریان بر روی رمپ
d_{imp}	عمق جریان در شروع ناحیه ضربه
D	ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای (Eddy Diffusivity)
D°	ترم وابسته به گرادیان سرعت طولی
$D_t = D_t + D^\circ$	مجموع ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای
D_y	ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای در جهت y
D_e	مساحت مؤثر مجرای هوا در واحد عرض شوت
E_e	عدد اوپلر
f	ضریب دارسی ویسباخ
F	علامت تابع در آنالیز ابعادی
F_{aw}	نیروی اندرکنش بین فاز آب و هوا
Fr	عدد فرود
Fr_o	عدد فرود روی رمپ
Fr_c	عدد فرود بحرانی
g	شتاب ثقل
h, H	عمق جریان
h_0, H_s	ارتفاع پله هواده
H_{gate}	ارتفاع بازشدگی دریچه ورودی آب
h_r	ارتفاع رمپ
h_d	عمق جت در نقطه جدایی از رمپ هواده

I_1, I_2	باقیمانده پرتو افشانی برای یک کانال پر از آب و پر از مخلوط آب و هوا
k	ضریب ثابت با مقادیر متفاوت در روابط مختلف
k_1, k_2, k_3	ضرایب ثابتی که از طریق مدل فیزیکی بدست می آید
L_c, L	طول محفظه زیر جت
L_{imp}	طول ناحیه ضربه
L_R	۱- طول رمپ ۲- طول چرخش و بازگشت آب به زیر جت (Roller Length)
n	جهت عمود بر جهت حرکت در مختصات S-n
P	فشار
P_N	عدد فشار
p_{atm}	فشار اتمسفریک
q	سرعت در راستای جت
q_{ad}	دبی هوای عبوری از داکت هواده در واحد عرض کانال
q_{aL}	دبی هوای ورودی از لایه تحتانی در واحد عرض کانال
q_w	دبی آب عبوری از واحد عرض کانال
q_{at}	دبی کل هوای ورودی به جت هواده در واحد عرض کانال
Q_{ad}	دبی هوای عبوری از مجرای هواده
Q_{air}	دبی هوا
Q_{air}^{inlet}	دبی هوای ورودی به زیر جت
Q_w	دبی آب
q_w	دبی آب در واحد عرض
r	جهت مختصات شعاعی
R	شعاع انحناء
Rh	شعاع هیدرولیکی
R_e	عدد رینولدز
s_o	شیب کانال
S	جهت مختصات طولی در مختصات S-n
t	ارتفاع رمپ و پله
T_r	ارتفاع رمپ
Tu	شدت آشفتگی
u	سرعت جریان

u_i	سرعت جریان مخلوط آب و هوا
U	سرعت در جهت جریان S در مختصات S-n
u_{ai}	سرعت جریان هوا در جهت i
u_{wi}	سرعت جریان آب در جهت i
u_{si}	سرعت لغزش در جهت i
u_w	سرعت آب
u_0	سرعت اولیه
\bar{u}	سرعت متوسط
\vec{V}	سرعت جریان
v, V	سرعت جریان در جهت محور n در مختصات S-n
U_*	سرعت اصطکاکی
v'	مقدار متوسط جذر مربعات نوسان مؤلفه آشفتگی عمود بر جهت جریان
v'_c	مقدار متوسط جذر مربعات نوسان آشفتگی عمود بر جهت جریان برای شروع هواگیری
v'_{eff}	مؤلفه آشفتگی موثر
V_{imp}	سرعت جریان در شروع ناحیه ضربه
v_s	سرعت صعود حبابهای هوا
W	مجموع ارتفاع پله و رمپ
W	۱- سرعت پخش ۲- عرض کانال
We	عدد وبر
x	محور طولی در جهت حرکت
y	محور مختصات قائم
λ	ضریب میرایی
γ	وزن مخصوص مایع
α	۱- شیب کف کانال ۲- ضریب ثابت
μ_v	لزجت دینامیکی آب
μ_d	ویسکوزیته دینامیکی پخش
ν_d	ضریب پخش گردابه ای
ν_t	لزجت گردابه ای آشفتگی
θ	شیب تندآب

θ_{imp}	زاویه برخورد جت نسبت به افق
ρ	جرم مخصوص مخلوط آب و هوا
σ	کشش سطحی
δ	ضخامت لایه مرزی
δ_L	ضخامت لایه تحتانی آب و هوا
δ_{Li}	ضخامت لایه تحتانی آب و هوا در محل برخورد جت
β_{ad}	نسبت دبی هوای مجرای هواده به دبی آب
β_{at}	نسبت دبی کل هوای ورودی به جت هواده به دبی آب
β_L	نسبت دبی هوا در لایه تحتانی به دبی آب
ρ	جرم مخصوص جریان مخلوط آب و هوا
ρ_w	جرم مخصوص
ρ_w	جرم مخصوص آب
ρ_a	جرم مخصوص هوا
ΔM	جرم المان
ΔV	حجم المان
ΔP	فشار منفی زیر جت
σ	کشش سطحی
σ_c	مقاومت فشاری نمونه بتنی
τ_w	تنش برشی در کف
φ	زاویه رمپ هواده
ϕ	غلظت وزنی
ψ	زاویه بازشدگی جت
	اندیسها:
a	هوا
w	آب
i	قرارداد تانسوری
90, 60, 5, 1	به ترتیب غلظت ۱، ۵، ۶۰، ۹۰ درصد هوا

فصل اول

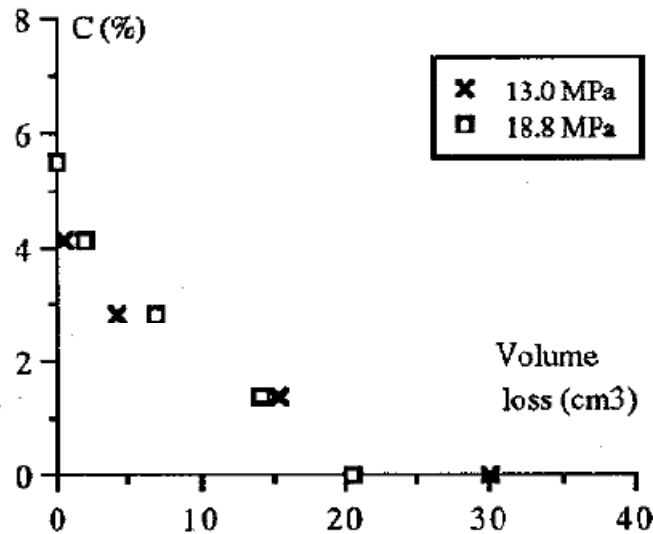
مقدمه و کلیات

سرریزهای سدهای بزرگ ، سیلابهای با دوره بازگشت طولانی را از خود عبور می‌دهند. عبور جریان سیلاب از روی سرریز معمولاً با سرعتهای بالا انجام می‌گیرد. ناهمواریهای روی سطح سرریز در جریانهای با سرعت بالا باعث نواحی کوچکی از جدایی جریان (flow separation) می‌شود و در این نواحی فشار کاهش خواهد یافت. اگر سرعت به اندازه کافی بالا باشد فشار ممکن است تا کمتر از فشار بخار محلی آب کاهش یابد و حبابهای هوا شکل بگیرد. وقتی این حبابها به سمت پایین دست به ناحیه با فشار بالا منتقل شود ، منهدم شده و باعث افزایش فشار می‌شود و خسارت کاویتاسیون را ممکن می‌سازد. تحقیقات تجربی نشان می‌دهد که خسارت می‌تواند در سرعت‌های بین ۱۲ تا ۱۵ متر بر ثانیه شروع شود و تا سرعت‌های ۲۰ متر بر ثانیه امکان محافظت از سطوح بوسیله صیقلی کردن کف ، بهبود سطح نهایی و استفاده از مصالح مقاوم ، وجود دارد (Volkart and Rutchman 1984).

Peterka (1953) و Russel and Sheehan (1974) آزمایشاتی را روی نمونه‌های بتنی اجرا کردند و نشان دادند که در غلظت‌های هوای بین ۱٪ تا ۲٪ ، فرسایش ناشی از حفره‌زایی بطور قابل توجهی کاهش یافت و در غلظت‌های بالای ۵٪ تا ۷٪ فرسایشی مشاهده نشد. این نتایج روی شکل ۱-۱ نشان داده شده است که C غلظت متوسط هوای جریان در فشار اتمسفر و دمای محیط است. آزمایشات در مدت ۲ ساعت روی نمونه‌های بتنی با مقاومت‌های فشاری مختلف اجرا شد و سرعت جریان در نقطه‌ای که کاویتاسیون رخ می‌دهد برابر ۴۶ متر بر ثانیه بود.

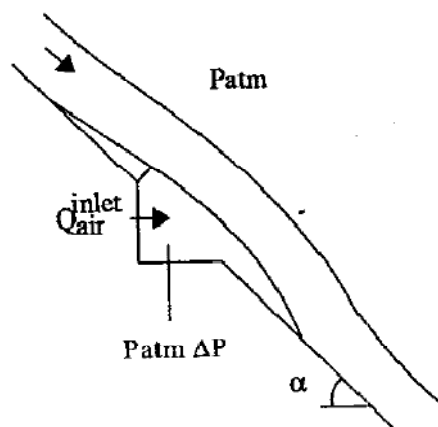
هوادهی در جریان آب در بسیاری از سازه‌های هیدرولیکی معمول و دارای اهمیت است. فرآیندی که در آن هوا توسط یک رمپ هواده در طول یک جت آب از اطراف وارد آن شده و ضخامت جت را افزایش می‌دهد ، موضوع تحقیقات مختلفی بوده است (Chanson 1989 , Rutchman and Hager 1990) (Zarrati 1991 , Ervin et al. 1995) . زمانی که آب روی یک سرریز جریان دارد ، ناحیه‌ای از آب شفاف وجود دارد که لایه مرزی آشفته رشد کرده و به سطح آزاد می‌رسد و هواگیری طبیعی آغاز می‌شود . اگر

فرآیند هوادهی سطحی ، غلظت هوای کافی ($C > 7\%$) را در نزدیکی کف تأمین کند ، هوای وارد شده از درون سطح آزاد جریان می‌تواند از خسارت حفره‌زایی در کف سرریز محافظت کند. اگر هوادهی سطحی در پایین دست ورودی جریان کافی نباشد یا اگر حد قابل قبول خطای پایان کار سطح نهایی برای جلوگیری از کلویتاسیون خیلی زیاد باشد ($V > 30 \text{ m/s}$) ، از هوادهی اجباری استفاده می‌شود.



شکل ۱-۱ رابطه بین کاهش حجم فرسایش و غلظت هوا $V=46\text{m/s}$

هواده‌ها برای منحرف کردن جریانهای با سرعت بالا به دور از سطح شوت ، طراحی شده‌اند. هواده می‌تواند از یک پله ، رمپ ، شیار و یا ترکیبی از آنها تشکیل شود. جریان عبوری از روی یک هواده با جدا شدن از کف بستر به صورت جت در آمده و در حفره‌ای که در زیر تیغه‌ی آب بوجود می‌آید یک کاهش فشار محلی در پایین تیغه (ΔP) تولید می‌کند که هوا را به درون جریان می‌کشد (Q_{air}^{inlet}) و در طول مسیر جت هوا از سطوح بالایی و زیرین وارد جت آب می‌شود (شکل ۱-۲).



شکل ۱-۲ شکل هواده

به علت هواگیری جریان ، یک لایه مخلوط آب و هوا در طرفین جت تشکیل شده و با افزایش ورود هوا به داخل جریان آب ، ضخامت این لایه‌ها در جهت جریان افزایش می‌یابد. مقدار هوای ورودی به جریان جت که عامل مهمی در طراحی هواده‌ها محسوب می‌شود مستقیماً با ضخامت لایه‌های آب و هوا و نرخ رشد این لایه‌ها متناسب است. رشد لایه‌های آب و هوا از طرفین جت ، با دو پدیده مهم دیگر نیز در ارتباط است ، اول میزان بازشدگی ضخامت کلی جت در اثر هواگیری و دوم فاصله‌ی از ابتدای جت که لایه‌های آب و هوا از طرفین به یکدیگر رسیده و جت اصطلاحاً گسیخته (Disintegrated) می‌شود. این دو عامل نیز از مشخصه‌های اصلی طراحی هواده‌ها در سازه‌های هیدرولیکی مربوطه است.

مطالعات انجام شده در ارتباط با مکانیزم هواگیری جریان جت و مطالعه مشخصات این جریان بسیار محدود می‌باشد. از دلایل اصلی این محدودیت می‌توان به پیچیدگی مکانیزم جریان در مطالعات نظری و عدم دسترسی بودن وسایل دقیق اندازه‌گیری (از قبیل وسایل اندازه‌گیری غلظت هوا و سرعت جریان مخلوط) در مطالعات آزمایشگاهی اشاره کرد.

در مطالعه حاضر شناخت مکانیزم رفتاری و بررسی عوامل مؤثر بر رشد لایه آب و هوا در جریان جت هواده‌ها مورد نظر می‌باشد. در این پایان نامه توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده مطالعه شده و رابطه‌ای تجربی برای آن ارائه شده است. همچنین رشد لایه مخلوط آب و هوا در جت هواده به صورت تحلیلی مورد بررسی قرار گرفته و روابط بین متغیرهای اصلی ارائه می‌شود. در انتها ،

نتایج مطالعات تحلیلی با نتایج اندازه‌گیریهای آزمایشگاهی مقایسه خواهد شد.

۱-۲ شرح کاویتاسیون

کاویتاسیون فرآیندی است که باعث ایجاد خسارت بر یک سطح می‌شود. کاویتاسیون به تشکیل حفره درون مایع گفته می‌شود. اگر حفره در ابتدا با بخار مایع پر شود، فرآیند را کاویتاسیون بخاری و اگر در ابتدا بجای بخار آب با گاز پر شود، فرآیند را کاویتاسیون گازی می‌نامند.

آب خود به خود از حالت مایع به بخار تبدیل نمی‌شود مگر اینکه دما افزایش پیدا کند یا فشار کاهش یابد. اگر چه حفره‌ها بوسیله جوشش در آب زمانی که فشار محلی با فشار بخار آب برابر باشد، رخ می‌دهد یک تفاوت تکنیکی بین جوشش و کاویتاسیون وجود دارد. جوشیدن فرآیند تغییر حالت از مایع به بخار بوسیله تغییر دماست، زمانی که فشار محلی ثابت باشد. کاویتاسیون فرآیند تغییر حالت از مایع به بخار بوسیله تغییر فشار محلی است. کاهش فشار محلی معمولاً بوسیله آشفتگی و یا گردابه‌های درون جریان، بوجود می‌آید.

پدیده حفره‌زایی زمانی که فشار موضعی از فشار بخار مایع کمتر شده، شروع می‌شود و سبب تغییر فاز از مایع به گاز به شکل حباب‌های ریز می‌شود و سپس حباب‌ها رشد کرده و در انتها متلاشی می‌شود. فرآیند متلاشی شدن حبابها شامل چند فاز است که در این فازها، قطر حباب کاهش می‌یابد، به یک مقدار حداقل می‌رسد و سپس رشد می‌کند تا دوباره به جای اولش برگردد. این فرآیند چندین بار تکرار می‌شود که در هر بار قطر حباب کاهش می‌یابد تا در نهایت به یک مقدار میکروسکوپی می‌رسد. در طول فاز برگشت به اندازه اول، یک موج ضربه‌ای شکل می‌گیرد که این موج در برخورد به سطح باعث صدمه زدن به سطح می‌شود.

عوامل مختلفی مکانیزم متلاشی شدن یک حباب کروی خالص را تغییر می‌دهد. برای مثال اگر حباب در اثر حضور یک گرادیان فشار متلاشی شود شکل حباب متقارن باقی نمی‌ماند. گرادیان فشار در جریان در اطراف بدنه حباب زیر آب وجود دارد. اگر حباب نزدیک یک جداره متلاشی شود، آن جداره،

جریان را به طرف حبابی که همچنین سبب یک انهدام نامتقارن می‌شود، محدود می‌کند. هر دو مورد باعث می‌شود که یک طرف حباب به یک جت تغییر شکل یابد که این جت به طرف دیگر حباب نفوذ می‌کند. جتی که توسط متلاشی شدن نامتقارن یک حباب منفرد تشکیل شده است یک میکرو جت (microjet) نامیده می‌شود. این میکروجت با تولید نیرو و فشار زیاد باعث تخریب جداره و سطح سرریز می‌شود.

اگر بیشتر از یک حباب موجود باشد، متلاشی شدن اولین حباب، امواج ضربه‌ای را تولید خواهد کرد که به حباب‌های دیگر تابیده می‌شود. این امواج ضربه‌ای موجب متلاشی شدن ناگهانی حباب‌های اطراف می‌شود. جت تشکیل شده توسط متلاشی شدن نامتقارن یک حباب، که متلاشی شدن به علت امواج ضربه‌ای بوده است، یک ماوراجت (ultrajet) نامیده می‌شود. ماوراجت‌ها شدت فشاری بیشتری را از امواج ضربه‌ای کروی یا میکروجت‌ها تولید می‌کنند (Tomita and Shima 1986).

عامل مهم دیگری که روی از بین رفتن حباب کاویتاسیون اثر می‌گذارد وجود گردابه‌ها درون جریان است. جریان‌های برشی گردابه‌ها را تولید می‌کنند که حباب‌ها را روی محورهایشان جمع‌آوری می‌کند، برحسب نزدیکی حباب‌ها، آنها ممکن است در یک دسته در کنار یکدیگر باقی بماند یا ممکن است به شکل یک رشته حباب بهم آمیخته شوند.

پدیده کاویتاسیون دارای خاصیت گسترش سریع به حباب‌های بخار اطراف و دارای فرکانس بالا می‌باشد. بعنوان مثال زمان انفجار یک حباب به قطر 0.1 میلی‌متر برابر 9 میکروثانیه محاسبه شده است (Falvey 1990). سرعت انتقال موج فشاری متناسب با سرعت صوت در جریان (مشابه پدیده ضربه قوچ) می‌باشد.

بدین ترتیب ملاحظه می‌شود که بعلا فرکانس بالا و نیروی زیاد، کاویتاسیون، پتانسیل تخریبی قابل توجهی دارد. در دهه‌های اخیر با افزایش ارتفاع سدها و ضرورت ایجاد سرریزهای بزرگ، خسارت ناشی از آنها بطور متواتر بروز نموده و بسیاری از سازه‌ها و سدهای بزرگ در اثر کاویتاسیون تخریب یا آسیب دیده‌اند که بعنوان نمونه می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

سدهای هوو ، گلن کانیون ، ویلوتیل ، فلینگ جورج ، کورتس ، یلوتیل ، استمپد ، گراند کولی (آمریکا) ، کبان (ترکیه) ، براتسک (روسیه) ، ال این فرنیلو (مکزیک) ، گوری (ونزوئلا) ، تاربلا (پاکستان) (Falvey 1990, Chanson 1988).

در ایران نیز سد کارون یک (شهید عباسپور) در چندین مرحله در اثر کاویتاسیون آسیب دید که در ادامه توضیح مختصری در مورد این خسارت داده شده است (شکل ۱-۳) (Minor 2000). تونل انحراف سد مسجد سلیمان نیز در سال ۱۳۷۹ دچار پدیده کاویتاسیون شده است. (برگرفته از پایان نامه دکترای جلیلی ۱۳۸۲)

۱-۲-۱ خسارات کاویتاسیون در سرریز سد کارون یک (شهید عباسپور)

سد کارون یک (شهید عباسپور) یک سد قوسی با ارتفاع ۲۰۰ متر و حجم مخزن ۹/۲ میلیارد متر مکعب ، در سال ۱۳۵۶ روی رودخانه کارون احداث شد. دبی تخلیه کل سرریز ۱۶۵۰ متر مکعب بر ثانیه است . پس از آبیگری مخزن و شروع بارندگی ها در سال ۱۳۵۶ و استفاده از سرریز به منظور تخلیه سیل ، آثار اولین خوردگی در سطح سرریز مخصوصاً در قسمت های انتهایی شوت و حتی در سطح باکت سرریز نیز ظاهر شد با ادامه بهره برداری از سرریز کار پیشروی این خوردگی ها به جایی رسید که در گذرگاه شماره ۱ سمت چپ سرریز، حفره ای به عرض ۱۸ متر یعنی تقریباً تمام عرض سرریز و طول ۱ متر بوجود آمد ، بطوری که علاوه بر بتن کف سرریز کلیه آرماتورهای کف نیز گسسته شد و حتی سنگ کف زیر بتن سرریز حدود ۲۰ متر و عمق ۵ متر تخریب و از جا کنده شد. میزان جریانی که از این گذرگاه عبور نموده بین ۳۰۰ تا ۷۰۰ متر مکعب در ثانیه بوده که در مقایسه با دبی حداکثر بسیار کم می باشد (وزارت نیرو، خرداد ۱۳۶۳). تصاویری از خسارات کاویتاسیون در سرریز سد کارون یک در شکل ۱-۳ نشان داده شده است.



شکل ۳-۱ خسارت کاویتاسیون در سرریز سد کارون یک (شهید عباسپور)

۳-۱ نحوه آسیب زدن کاویتاسیون و روشهای کاهش خسارت ناشی از آن

در روی سطح سرریز به علت جریان‌های با سرعت بالا ممکن است در اثر ناهمواری‌های موجود در سطح، جریان آب بطور موضعی همگرا گردد و در آن منطقه فشار کاهش یابد. معمولاً همگرایی جریان ناگهانی می‌باشد و باعث تشکیل حفره‌هایی یا مناطقی از بخار آب می‌گردد. خرابی حاصل از کاویتاسیون بر روی سرریز هنگامی اتفاق می‌افتد که حبابها یا حفره‌های کوچک به طرف پایین دست از منطقه با فشار پایین به منطقه با فشار بالا حرکت کند و بطور ناگهانی حبابها بترکند و آب اطراف با سرعت به سمت آنها حرکت کند تا فضای اشغال شده توسط حبابها را پر کند. به علت سرعت بالای جریان، اندازه حرکت بالایی ایجاد می‌شود که این به نوبه خود باعث افزایش فشار موضعی به طور قابل توجهی می‌گردد. در صورتی که حباب بخار نزدیک سطح بترکد، حرکت موضعی آب بصورت جت‌های نامتقارن و بسیار کوچک ظاهر خواهد شد که با سطح بتن برخورد می‌نماید. سطح بتن ضربه‌های بسیار شدیدی از برخورد این جت‌های کوچک دریافت خواهد کرد و فشار بالایی ایجاد خواهد شد. این فشار بالا ممکن است توسط امواج حاصله از حفره‌های دیگر تقویت گردد و در نتیجه سطح بتن در اثر تنش موضعی حاصله دچار پدیده خستگی و نهایتاً خرابی شود. در تونل خروجی سد دارتموس (استرالیا)، Lesleighter در سال ۱۹۸۳ شدت فشار را ۱۵۰۰ مگاپاسکال اندازه‌گیری کرد. چنین فشارهای بالای ناشی از انهدام می‌تواند

بیشتر مصالح موجود را تخریب کند (Chanson 1996).

روشهای مختلفی برای جلوگیری یا کاهش خسارت کاویتاسیون مطرح شده است. این روشها شامل اصلاح هندسه سرریز ، صیقلی نمودن سطح ، استفاده از مصالح مقاوم در برابر آسیب و هوادهی است. اجرای سطح صاف و صیقلی می تواند کاویتاسیون را به تعویق اندازد ولی با محدودیت های عملی همراه است و استفاده از مصالح مقاوم مثل روکش بتنی شاید یک روش منطقی برای به حداقل رساندن حفره-زایی به نظر برسد ولی محدودیت های عمده ای از جمله هزینه های بسیار زیاد ، مشکلات اجرایی اتصال دادن ورق های فولادی با بتن زیر آن و مشکلات مربوط به تعویض قطعات آسیب دیده را دارد. Nie در سال ۲۰۰۱ حفاظت از خسارت کاویتاسیون را با استفاده از زیر کردن سطح بطور مصنوعی مورد مطالعه قرار داد (مشاهده شده در Kokpinar and Gogus 2002).

در مقایسه با سایر روشهای ذکر شده یکی از عملی ترین و اقتصادی ترین روشهای پیشگیری و کاهش خسارت ناشی از حفره زایی ، هوادهی جریان است.

۴-۱ هوادهی جریان برای پیشگیری از کاویتاسیون

در صورت وجود هوا در داخل جریان آب ، کاویتاسیون به تعویق می افتد. نظریه های متفاوتی برای توضیح چگونگی توقف کاویتاسیون توسط هوای موجود در جریان ارائه شده است.

دو نظریه قدیمی که بیشتر برای تشریح مکانیزم توقف کاویتاسیون ارائه شده بود به شرح زیر است:

۱- حبابهای موجود در آب مانند بالشتکی در حد فاصل جداره و جریان قرار گرفته و باعث

توقف کاویتاسیون می شود (Bradley 1945).

۲- ورود هوا ، فشار اتمسفر را همراه خود به داخل جریان منتقل کرده و باعث می شود نرخ و

مقدار کاهش فشار موضعی کمتر شود.

بر اساس نظریه های جدید ، وجود بالشتکهای هوا در داخل جریان آب می تواند سبب استهلاک

نیروی ناشی از انفجار حبابهای بخار آب شوند. همچنین وجود بالشتکهای هوا می توانند مسیر نیروی ناشی

از انفجار حبابهای بخار آب را از جداره ، منحرف نموده و یا آن را به تعویق اندازد. نظریه دیگری که برای کاهش خسارت کاویتاسیون بعلت هوادهی جریان ارائه می‌شود کاهش سرعت صوت در جریان در اثر وجود هوا است. بصورتیکه قبلاً توضیح داده شد ، مقدار سرعت موج فشاری که باعث انتقال نیروی فشاری به اطراف می‌شود متناسب با سرعت صوت در محیط می‌باشد ، با افزایش هوا در داخل جریان ، سرعت صوت به شدت کاهش می‌یابد و بدین ترتیب شدت نیروی ناشی از کاویتاسیون کاهش می‌یابد. بعنوان مثال سرعت صوت در آب حدود ۱۴۶۰ متر بر ثانیه است در صورتیکه در مخلوط آب و هوا با غلظت ۰/۱ و ۵۰ درصد سرعت صوت بترتیب تا ۲۸۵ و ۲۰ متر بر ثانیه کاهش می‌یابد (Volkart and Rutschmann 1991) (مشاهده شده در پایان نامه دکترای جلیلی ۱۳۸۲).

نظریه کاهش خسارتهای ناشی از کاویتاسیون با هوادهی جریان بعلت کاهش سرعت صوت در مخلوط آب و هوا نسبت به دیگر نظریه‌های ارائه شده منطقی تر و از اعتبار بیشتری برخوردار می‌باشد (Falvey 1990). لازم به توضیح است که مکانیزم کاویتاسیون و باطبع مکانیزم پیشگیری از آن توسط هوادهی جریان بسیار پیچیده بوده و نظریات ذکر شده تصاویر ساده‌ای است که از مکانیزم پیچیده این پدیده ارائه شده است.

آزمایشهای مختلف فرسایش ناشی از کاویتاسیون با نمونه‌های بتنی در مقاطع آزمایش لوله ونتوری ، تونل‌های کاویتاسیون و سرریزهای شوت انجام شده است (جدول ۱-۱). در تجهیزات آزمایش ونتوری و تونل‌های کاویتاسیون ، ۵ تا ۱۰ درصد هوا برای محافظت از نمونه‌های بتنی با مقاومت فشاری ۱۰ تا ۲۰ مگاپاسکال مورد نیاز بود ، و حجم هوای کمتر به بتن با مقاومت بالاتری نیاز داشت.

در چین بلوک‌های بتنی آزمایشی روی سرریزهای پروتوتیپ ، آزمایش شده است (جدول ۱-۱). برای سرریزهای شوت در حضور ۴ تا ۸ درصد هوا در لایه‌های جریان نزدیک کف سرریز ، برای سرعت‌های بالای ۴۵ متر بر ثانیه می‌توان از خسارت کاویتاسیون جلوگیری کرد.

جدول ۱-۱ غلظت هوای مورد نیاز برای جلوگیری از فرسایش ناشی از کاویتاسیون
برحسب تابعی از سرعت جریان و مقاومت فشاری

مرجع	U_w m/s	σ_c MPa	C %	زمان آزمایش	d m	توضیحات
(۱)	۳۰/۵	۱۷	۷/۴	۲ ساعت		مقطع آزمایش ونتوری
(۲)	۴۶	۱۳	۵/۵	۲ ساعت		مقطع آزمایش ونتوری
	۴۶	۱۵/۳	۴/۱	۲ ساعت		
	۴۶	۱۶	۵/۵	۲ ساعت		
	۴۶	۱۸/۸	۵/۵	۲ ساعت		
	۴۶	۴۳	۱/۵	۸ ساعت		
(۳)	۱۳/۵	۲۹/۲	۰			تونل کاویتاسیون
	۱۷	۳۲/۶	۰			
	۱۷/۸	۳۴/۸	۰			
	۱۸/۹	۳۸/۳	۰			
	۱۸/۹	۴۱/۳	۰			
	۲۲	۴۸/۷	۰			
	۲۱/۹	۳۴	۴			
	۲۱/۹	۱۶/۹	۸			
(۴)	۲۲	۹/۸	۹/۷			تونل کاویتاسیون
	۲۲	۱۴/۷	۸			
	۲۲	۱۹/۶	۶/۸			
	۲۲	۲۴/۵	۵/۷			
	۲۲	۲۹/۴	۴/۷			
	۲۲	۳۴/۳	۴			
	۲۲	۳۹/۲	۳			
(۵)	۳۶/۶		۱			سرریز شوت Wujiangdu $K_S < 60 \text{ mm}$
	۳۷/۳		۱/۵			
	۴۱/۲		۲/۴			
	۴۴/۲		۴/۱			
(۶)	۴۲		۲/۸	۵۰ تا ۱۷۰ ساعت	۳/۶	زبری مصنوعی ۳۰ تا ۱۰۰ میلی متر
	۴۲		۴/۱			

	۴۲		۸/۱		۳	زبری مصنوعی ۳۰ تا ۱۰۰ میلی متر
(۷)	۳۴	۱۰ تا ۱۵	۵			Fengman سرریز شوت
<p>تذکرات: C غلظت هوای مورد نیاز برای جلوگیری از فرسایش کاویتاسیون روی نمونه بتنی، d عمق جریان، U_W سرعت متوسط جریان، σ_C مقاومت فشاری نمونه بتنی</p> <p>مراجع: (۱) Peterka(1953)، (۲) Russell and Sheehan (1974)، (۳) Galperin et al.(1971)، (۴) Semenkov and Lentyaev (1973)، (۵) Deng(1988)، (۶) Zhang(1991)، (۷) Zhou and Wang(1988)</p>						

آزمایشهای انجام شده نشان می‌دهد که وجود ۸ درصد هوا در جریان می‌تواند خسارت‌های ناشی از حفره‌زایی را بصورت کامل متوقف کند (Peterka 1953).

۱-۴-۱ ساختار عمودی و طولی جریان آب و هوا

ساختار عمودی جریان در کانالهای باز با جریانهای به شدت آشفته را می‌توان مطابق شکل ۱-۴ ساختار جریان در کانال باز (Falvey 1980) شکل ۱-۴ به چهار منطقه تقسیم کرد که عبارتند از (Killen 1968 و Killen and Anderson 1969):

- ۱- ناحیه بالایی حاوی قطرات آب به سرعت گذرنده
- ۲- ناحیه مخلوط که سطح آب پیوسته است
- ۳- ناحیه در زیر قرار گرفته که حباب‌های هوا در آب پخش شده است
- ۴- ناحیه بدون هوا



شکل ۴-۱ ساختار جریان در کانال باز (Falvey 1980)

ناحیه بالایی محتوی ذرات آبی است که از ناحیه مخلوط خارج شده است. این ذرات می‌توانند تا فاصله قابل توجهی روی سطح متوسط آب بالا روند. معمولاً این ناحیه در ملاحظات مهندسی بعلت جرم کم آن صرف نظر می‌شود.

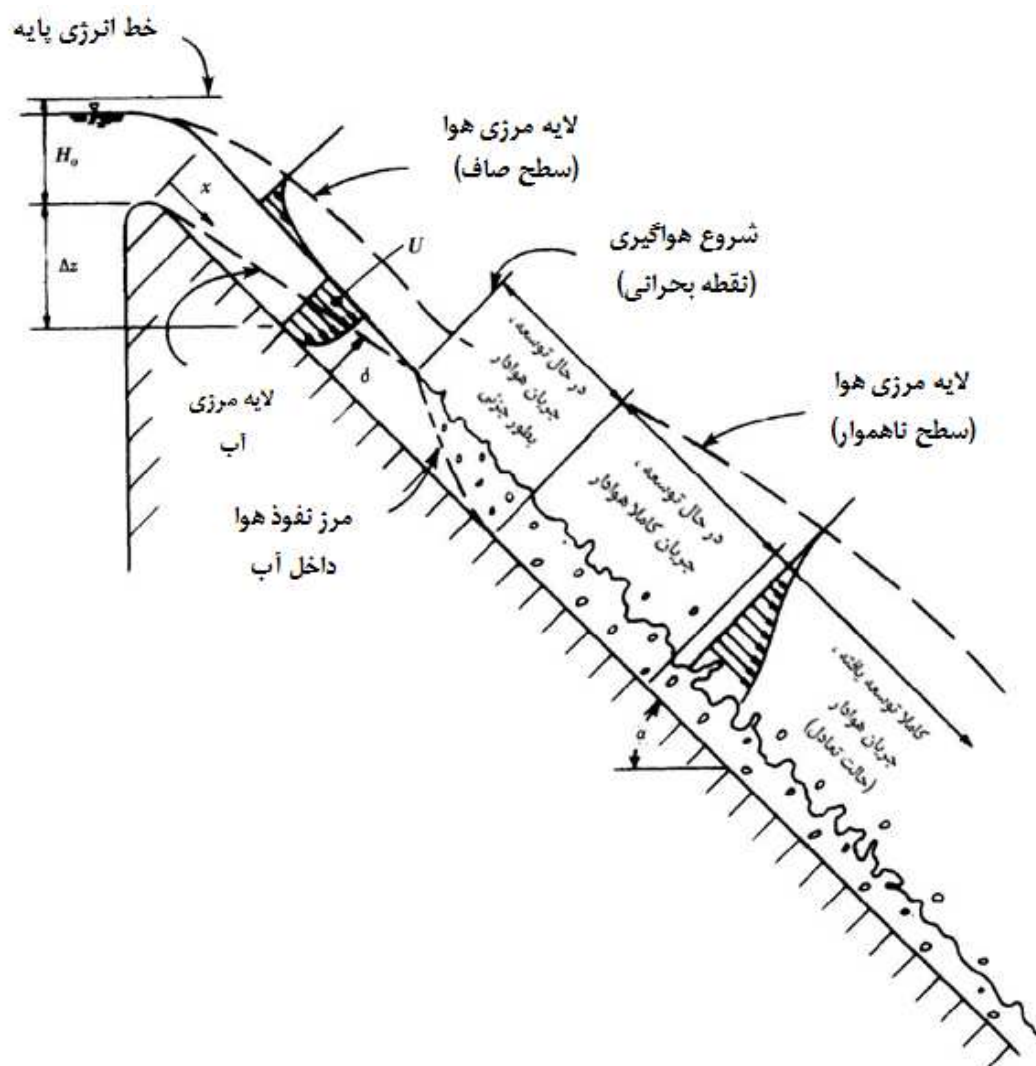
ناحیه مخلوط عبارت است از منطقه‌ای از امواج سطحی، که دامنه‌ها و فرکانس‌های تصادفی دارد. اطلاع از مشخصات ناحیه مخلوط بسیار با اهمیت است زیرا همه‌ی هوایی که به درون جسم آب فرو می‌رود یا از جریان خارج می‌شود باید از این ناحیه بگذرد. همچنین اگر قرار به جلوگیری از بالا آمدن آب در دیواره‌های کانال باز باشد، با استفاده از ارتفاع حداکثر امواج رخ داده در ناحیه مخلوط، می‌توان ارتفاع دیواره‌های کانالهای باز را بدست آورد.

ناحیه در زیر قرار گرفته ناحیه‌ای است که امواج در آن نفوذ نمی‌کند. غلظت هوا در هر نقطه‌ای در این ناحیه توسط تعداد حبابهای هوا و اندازه آنها محاسبه می‌شود. اولین عامل تأثیر گذار روی توزیع غلظت هوا، توزیع شدت آشفتگی درون جریان است. با استفاده از تئوری لایه مرزی آشفته، توسعه رابطه برای توزیع غلظت هوا در این ناحیه امکان پذیر است.

ناحیه بدون هوا فقط در مقطعی از کانال که هواگیری هنوز توسعه نیافته است، موجود است. در

بسیاری از کاربردهای عملی مرز بین ناحیه بدون هوا و ناحیه در زیر قرار گرفته را نمی‌توان بطور دقیق محاسبه کرد. در مرز، مقدار غلظت هوا خیلی کوچک و نرخ تغییرات غلظت با عمق نیز کوچک است. علاوه بر تعریف ساختار جریان در صفحه عمودی، امکان تعریف رژیم‌های جریان در جهت طولی برای جریان در کانال باز نیز وجود دارد. Borman در سال ۱۹۶۸ سه ناحیه متمایز در جریانهای با هواگیری طبیعی را در کانالهای عریض مشخص کرده بود که عبارتند از (Borman 1968):

- ۱- رژیم بدون هواگیری که لایه مرزی آشفته به سطح آب نرسیده است.
- ۲- رژیم در حال توسعه هواگیری که در آن پروفیل غلظت هوا در مقاطع مختلف تغییر می‌کند.
- ۳- رژیم کاملاً توسعه یافته هواگیری که در آن پروفیل غلظت هوا در مقاطع مختلف ثابت است.

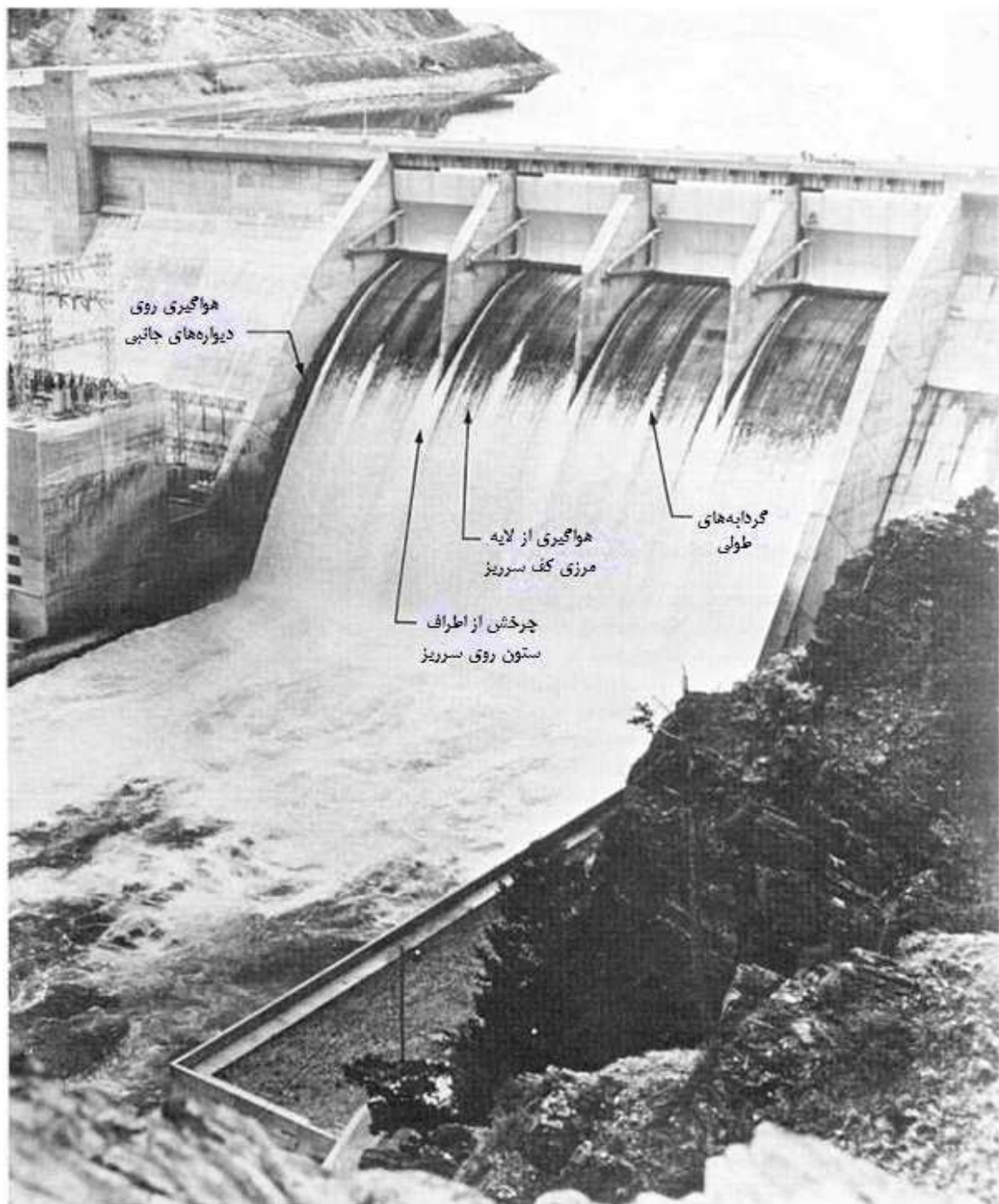


شکل ۵-۱ رژیم‌های هواگیری جریان در کانال باز (Falvey 1980)

Keller ، Lai و Wood رژیم وسطی Borman را به دو قسمت ، تقسیم کرده‌اند : اول ناحیه‌ای است که هواگیری در حال توسعه است ولی هوا به کف شوت نرسیده است. دومی رژیمی است که هوا به کف رسیده است ، اما پروفیل غلظت هوا با فاصله گرفتن در حال تغییر است (Keller et al. 1974) (شکل ۵-۱).

۱-۴-۲ هواگیری طبیعی (Self Aeration)

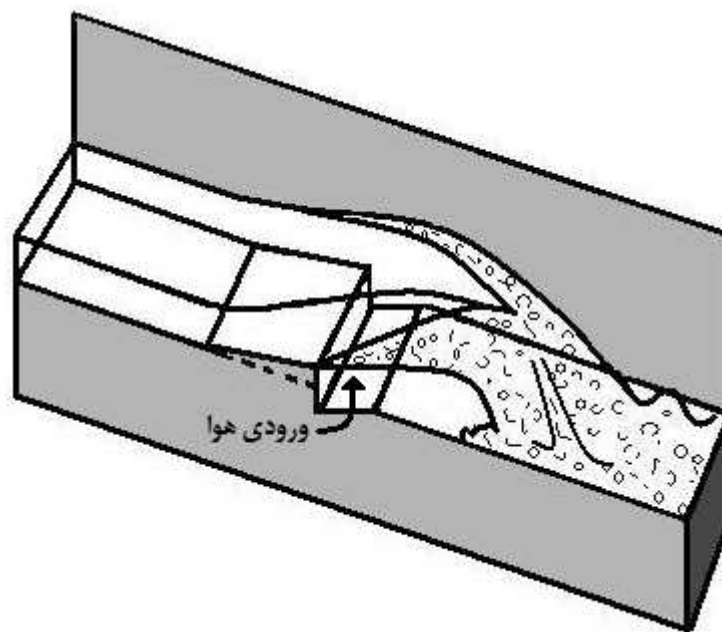
در مشاهده جریان روی یک سرریز تندآب یا یک سرریز پلکانی ، بطور معمول یک ناحیه از آب زلال در جایی که آب به شوت یا سرریز وارد می‌شود ، مشاهده می‌شود. سپس در فاصله کوتاهی به طرف پایین‌دست آب بطور ناگهانی ظاهری سفید رنگ (کف آلود) پیدا می‌کند. Lane پیشنهاد کرد که آب سفید رنگ زمانی تشکیل می‌شود که لایه مرزی آشفته از کف به سطح آب برسد (Lane 1939). اعتبار این فرض توسط تعدادی از محققین تأیید شده است. مواردی را که در آن برخورد لایه مرزی آشفته به سطح آب هواگیری سطحی را بوجود می‌آورد ، هواگیری طبیعی (Self-aerated Flow) می‌نامند. کمیته کار انجمن مهندسی عمران آمریکا آزمایشهایی را در مورد هواگیری ایجاد شده توسط لایه مرزی در کانال‌های باز جمع آوری کرده است (ASCE 1961). آنها همچنین آزمایشهایی را در رابطه با هواگیری مشاهده شده در پایین‌دست ستون‌های روی سرریز گزارش کرده‌اند. همانطور که در شکل (شکل ۶-۱) دیده می‌شود مورد دوم نتیجه جریانی است که روی خودش می‌غلند و سپس بعد از عبور از قسمت باز بین پایه‌های روی سرریز ، گسترده می‌شود (ASCE 1961).



شکل ۶-۱ اشکال مختلف هواگیری در روی سرریز سد Canyon Ferry در Montana
(Falvey 1980)

Levi گردابه‌های طولی روی سطح سرریز را گزارش کرد. اگر این گردابه‌ها سطح جریان را قطع کنند و به سطح برسند، می‌توانند هوا را وارد جریان کنند. همه موارد هواگیری ذکر شده در شکل ۶-۱ نشان داده شده است (Levi 1967).

این موضوع پذیرفته شده است که آغاز هواگیری سطحی روی سرریز تندآب تا زمانیکه لایه مرزی به سطح آزاد نرسد ، نمی تواند شروع شود. آشفتگی مهمترین مکانیزم در فرآیند هواگیری است. در هر حال ، برای هواگیری باید میزان آشفتگی در لبه لایه مرزی به اندازه‌ای بزرگ باشد که بر کشش سطحی و اثرات گرانشی غلبه کند. همانند جت‌های آزاد در اتمسفر ، در سطح تماس آب و هوا گردابه‌های با اندازه مختلف وجود دارند. بعضی از این گردابه‌ها موجب برآمدگی به سمت خارج سطح آب می شود که می تواند به اندازه‌ای بزرگ باشد که قطره‌ها را بوجود آورد. استدلال شده است که این قطرات در بازگشت خود به سطح آب ، مقداری هوا را در دنباله خود وارد جریان می کنند (Falvey and Ervine 1986). هوا به شکل حباب توسط فرآیند آشفتگی وارد جریان آب می شود. حباب‌های وارد شده توسط فرآیند انتقال مومنتم در جریان پخش می شوند. در شوت ، آشفتگی بطور پیوسته در جسم جریان تولید می شود . در جریان-های مرزی فرآیند پخش حبابها همچنین تحت تأثیر شناوری حبابهاست که باعث می شود حبابها بالا رفته و از جریان خارج شوند. این خروج هوا را هوازدایی (Detrainment) می نامند ، ولی برای جریانهای غیر مرزی (جت‌های آزاد) به علت توزیع تقریباً یکنواخت فشار، شناوری در فرآیند پخش نقشی ندارد (Falvey and Ervine 1986).

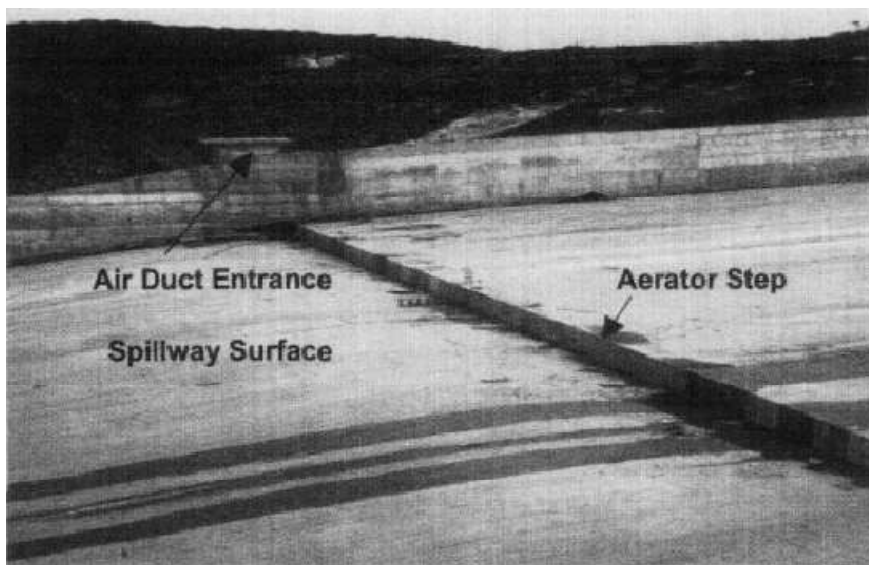


شکل ۷-۱ هواگیری جریان در روی یک هواده

هنگامی که مقدار هوای ورودی به جریان به حدی برسد که برآیند نیروی شناوری حبابها با نیروی ناشی از آشفتگی جریان به تعادل برسد ، توزیع هوا در عمق ثابت مانده و در صورت کافی بودن طول مسیر ، همانطور که در شکل (شکل ۱-۵) نشان داده شده است یک جریان توسعه یافته آب و هوا در کانال تشکیل خواهد شد. اگر هوای نزدیک سطح بتن به مقدار ۸ درصد برسد برای جلوگیری از حفره‌زایی کافی است (Peterka 1953). چنانچه مقدار هوای ورودی طبیعی از سطح آب به منظور پیشگیری و کاهش خسارتهای ناشی از حفره‌زایی کافی نباشد ، مشابه آنچه که در شکل ۱-۷ نشان داده شده است با قرار دادن هواده در مسیر جریان آب هوادهی به صورت اجباری (مصنوعی) انجام می‌شود .

۱-۴-۳ هواگیری اجباری (مصنوعی) (Forced Aeration)

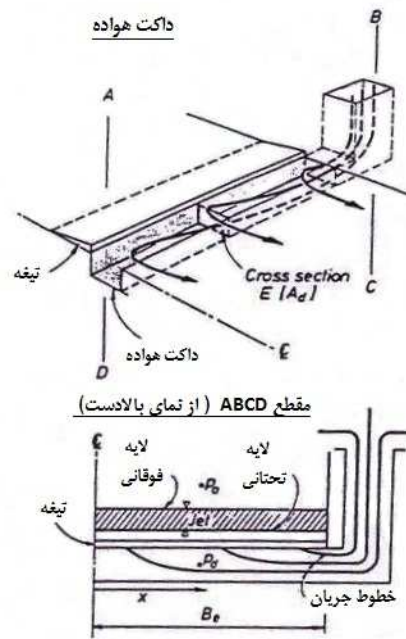
هوادهی یکی از ایده‌های مختلف استفاده شده در ارتباط با حفاظت از سرریز در مقابل خسارت کلویتاسیون می‌باشد. هواگیری سطحی اگرچه غلظت متوسط هوا را افزایش می‌دهد ولیکن معمولاً یک درصد کمی از هوا ممکن است به کف سازه برسد. بنابراین معمولاً هواگیری سطحی به تنهایی برای جلوگیری از فرسایش ناشی از کلویتاسیون ، کافی نیست. در رابطه با جریان روی شوت ، بهترین روش برای محافظت از سطح سرریز در برابر خسارت کلویتاسیون ، وارد کردن هوا در نزدیکی مرز جامد است. جریان در ناحیه کف توسط یک منحرف کننده هندسی (رمپ ، شیار و یا پله) که نمونه‌ای از کاربرد عملی آن در شکل ۱-۸ نشان داده شده است، از سطح سرریز جدا شده و اجازه می‌دهد هر دو سطوح بالایی و پایینی جت آب ایجاد شده ، هوادهی شود.



شکل ۸-۱ کاربرد عملی یک وسیله هواگیری روی سرریز شوت ، سد Pedro do Caval در برزیل

(Kokpinar and Gogus 2002)

هوادهی را می‌توان از طریق قرار دادن یکی از انواع هواده‌ها در مسیر جریان ، انجام داد. هواده‌ها معمولاً در کف سرریزها و گاهی اوقات روی دیواره‌های جانبی سرریز نصب می‌شوند. انواع هواده‌ها عبارتند از : رمپ (سکوی شیبدار) ، پله ، شیار و یا ترکیبی از آنها. سکوی شیبدار و پله جهت ایجاد مناطق جدایی قبل از هواده‌ها بکار برده می‌شوند که در این صورت هوا از زیر جت جریان آب وارد می‌گردد. یک پله وقتی با سکوی شیبدار ترکیب شود ، این حسن را داراست که تا حدودی از برگشت جریان در اثر برخورد جت با سطح پایین‌دست جلوگیری می‌کند و در نتیجه ظرفیت جذب هوا توسط جت کاهش نمی‌یابد. شیارهای هوادهی برای توزیع هوا در عرض سکوی شیبدار به کار برده می‌شوند.



شکل ۹-۱ سیستم داکت هواده (Rutschmann et al. 1986)

نمونه‌ای از سیستم تأمین هوا شامل ورودی‌های هوا در دیوارهای جانبی سرریز و یک داکت یا یک فضای زیر هواده در شکل ۹-۱ نشان داده شده است. هنگامیکه جریان هوا در داخل جت آب کاهش می‌یابد، در این داکت هواده خطوط جریان هوایی که در نزدیکی کف و ورودی داکت هستند به تدریج به سمت بالا حرکت می‌کنند و تا زمانیکه هوا از طریق ورودی داکت به سطح پائینی جت آب وارد شود، هوا به داخل جریان کشیده شده و خطوط جریان هوا همانطور که در قسمت بالایی شکل ۹-۱ نشان داده شده است به طرف پایین دست حرکت می‌کنند (Rutschmann et al. 1986). به عبارت دیگر به علت فشار منفی زیر جت، هوا به داخل داکت کشیده می‌شود و به علت آشفتگی وارد جریان آب می‌شود.

طراحی یک هواده نیازمند اطلاعات زیر است (Kokpinar 1996):

۱- تعیین پارامترهای جریان شوت، بویژه سرعت و فشار جریان، برای پیش بینی زمینه

خسارت کاویتاسیون

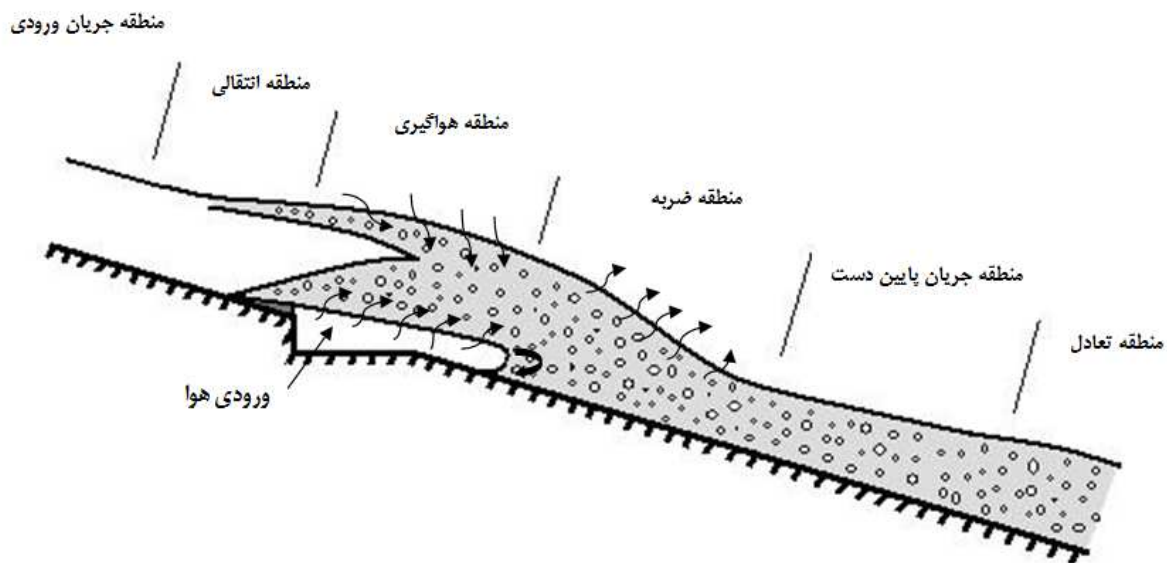
۲- تعیین مقدار هوای مورد نیاز برای جلوگیری از خسارت کاویتاسیون و

۳- توسعه هندسه هواده و محل قرارگیری آن.

۵-۱ نواحی جریان عبوری از روی هواده

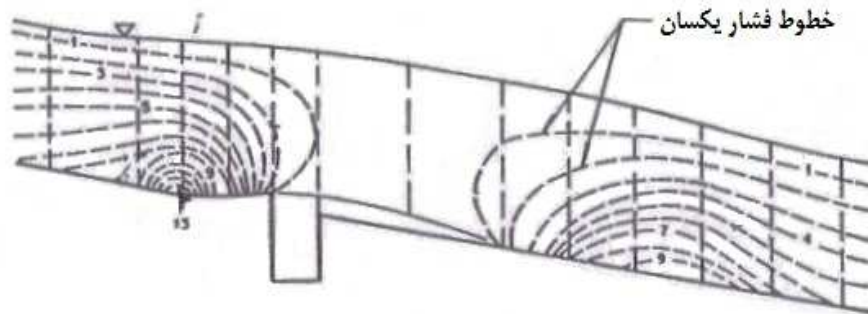
مطابق شکل ۱۰-۱ نواحی جریان عبوری از یک هواده نصب شده بر روی کف سرریز طولیل چنین است : ۱- منطقه جریان ورودی ۲- منطقه انتقالی ۳- منطقه هواگیری ۴- منطقه ضربه ۵- منطقه جریان پایین دست ۶- منطقه تعادل (آرامش)

منطقه ورودی ، ناحیه‌ای است که در قسمتی از سطح ممکن است هواگیری انجام شده باشد. منطقه انتقالی منطقه‌ای است که در آن توزیع فشار تغییر کرده و معمولاً با طول رمپ برابر است. منحرف کننده (Deflector) باعث تغییر توزیع فشار عمودی می‌شود و تنش برشی را روی کف سرریز افزایش می‌دهد. این تغییر ، میدان آشفتگی را عوض کرده و تأثیر قابل ملاحظه‌ای را روی سطح تماس تحتانی آب و هوا در منطقه هواگیری می‌گذارد. در این فرآیند آشفتگی به علت تغییر ناگهانی فشار درون جریان که در شکل ۱۱-۱ نشان داده شده است ، تولید شده و تقویت می‌شود.



شکل ۱۰-۱ نواحی جریان روی یک هواده

در شکل ۱۱-۱ توزیع فشار با استفاده از خطوط هم فشار در مجاورت یک هواده را نشان می‌دهد که در منطقه جریان ورودی این خطوط حالت یکنواخت توزیع فشار را نشان می‌دهد و با نزدیک شدن به رمپ و در منطقه انتقالی توزیع فشار بطور قابل ملاحظه‌ای تغییر می‌کند.

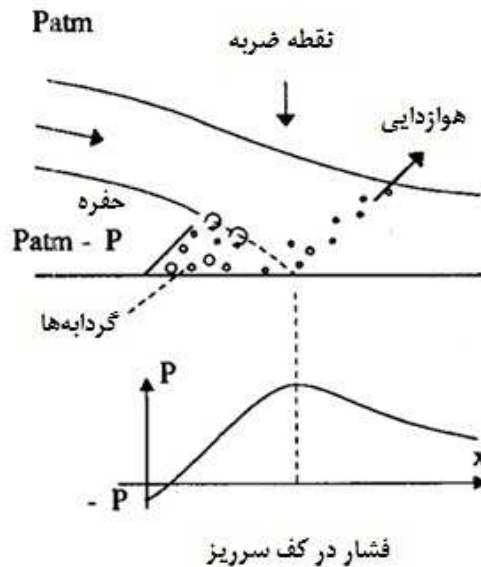


شکل ۱۱-۱ توزیع فشار در مجاورت یک هواده (Nelson and Pinto 1986)

در صورت عدم وجود رمپ هنوز یک تغییر فشار در لبه هواده وجود دارد که این تغییر از یک توزیع فشار هیدرواستاتیک تا یک گرادیان فشار منفی می‌باشد. در واقع فشار در سطوح آزاد بالایی و زیرین در جت هواده به ترتیب فشار اتمسفر و فشار حفره زیر جت است. در منطقه هواگیری، هوا توسط گردابه‌های آشفته با شدت بالا، نزدیک به سطح تماس آب و هوا، وارد جریان می‌شوند. این نوع هواگیری را هواگیری جت آب می‌نامند (Nappe Entrainment) که روی هر دو سطح آزاد فوقانی و تحتانی جت رخ می‌دهد (Ervin and Falvey 1987).

فشار کف در نقطه ضربه جت به مقدار حداکثر می‌رسد (شکل ۱-۱۲). چرخش‌ها و گردابه‌ها در عقب حفره، یک مقدار هوای اضافی را توسط هواگیری جت غوطه‌ور وارد می‌کند. در نقطه ضربه، جریان به شدت آشفته شده و یک افت انرژی زیادی رخ می‌دهد. ناپایداریهایی در مکان نقطه ضربه ایجاد می‌شود که گفته شده است که این بی‌ثباتی‌ها به علت زیر فشارهایی است که در حفره زیر جت بوجود می‌آید. در منطقه ضربه توزیع مجدد سریع غلظت هوا شکل گرفته و فرآیند هوازدایی که بلافاصله در پایین دست نقطه ضربه رخ می‌دهد، اتفاق می‌افتد (شکل ۱-۱۲). در انتهای جت، جریان در معرض یک تغییر سریع توزیع فشار از یک گرادیان فشار منفی به یک گرادیان فشار حداکثر در نقطه ضربه (بالتر از گرادیان فشار هیدرواستاتیک) قرار می‌گیرد و نهایتاً در فاصله‌ای دور در منطقه پایین دست توزیع فشار به حالت فشار هیدرواستاتیک می‌رسد. گرادیان بالای فشار در نقطه ضربه و نیروی شناوری حبابها موجب یک هوازدایی شدید می‌گردد.

منطقه جریان پایین دست شامل یک ناحیه جریان به سرعت تغییر یافته و یک ناحیه جریان به تدریج تغییر یافته است. این روند زمانی که غلظت هوا و توزیع سرعت به منطقه تعادل در فاصله‌ای دور از پایین دست هواده می‌رسد، پایان می‌یابد.



شکل ۱-۱۲ منطقه نقطه ضربه (Chanson 1989)

۶-۱ مکانیزم هواگیری جت

مکانیزم ورود حباب‌ها توسط گروهی از محققین بررسی شده و نظریه‌های مختلفی در این زمینه ارائه شده است. در جریانهای کانال باز، Keulegan و Patterson (1940) ناپایداری موج را تحلیل و بیان کردند که اگر $Fr > 1.5$ برقرار باشد (که $Fr = V / \sqrt{g.d}$ عدد فرود، V سرعت، g ثابت گرانش و d عمق جریان)، ممکن است هوا از طریق امواج شکسته شده در سطح آزاد وارد جریان شود. Volkart (1980) پیشنهاد کرد که هوا از طریق قطرات آبی که به درون جریان آب برمی‌گردد و ریزش می‌کند، وارد می‌شود. عکس‌هایی که توسط Cain (1978) در سرریز سد Aveimore گرفته شد، نشان داد که هواگیری از طریق عمل گروهی از گردابه‌های نامرتب موجود در نزدیکی سطح آب انجام می‌شود. Hino (1961) و Ervine and Falvey (1987) بیان کردند که هوا از طریق به تله افتادن در ناهمواریهای سطح آزاد و نوسانات سرعت آشفتگی در سطح آزاد وارد می‌شود. Ranz (1958) پیشنهاد کرد که برای جت‌های آب

متراکم تخلیه شونده در یک محیط کم چگال تر هواگیری زمانی رخ می‌دهد که عدد وبر بزرگتر از هشت باشد.

Zarrati (1993) و Ervine and Falvey (1987) نیز بر روی جت‌های آب سرعت بالا تخلیه شونده در هوا تحقیق کرده‌اند. آنها بیان کردند که هوا در ناهمواریهای سطح آزاد محبوس شده و توسط نوسانات سرعت آشفته‌گی عمود بر جهت جریان متوسط درون جت پخش می‌شود.

۷-۱ ناحیه ضربه و هوازدایی (Impact and De-Aeration Zone)

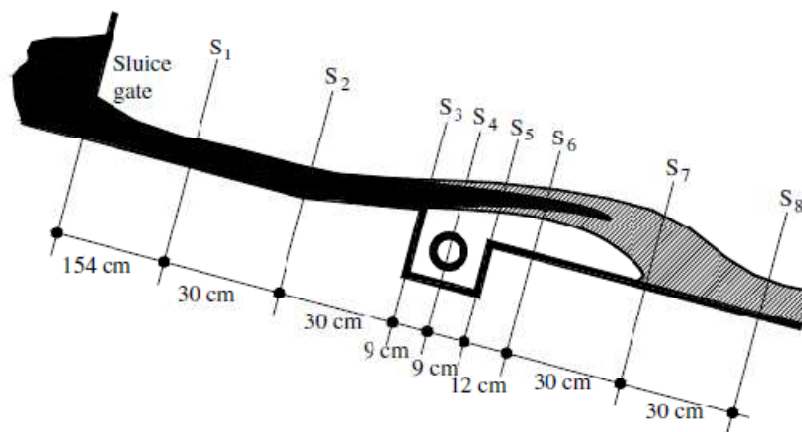
هنگامی که جت جریان از روی رمپ هواده به سطح سرریز برخورد می‌کند، فشار در ناحیه برخورد جت به کف سرریز بشدت افزایش یافته و توزیع فشار همانطور که در شکل ۱-۱۱ نشان داده شد، از حالت هیدرواستاتیک خارج می‌شود. در مقاطع پایین دست، با افزایش فاصله از محل هواده، توزیع فشار در عمق تدریجاً به حالت توزیع فشار هیدرواستاتیک باز می‌گردد. متناسب با تغییرات فشار در عمق، نیروهای شناوری بر حبابهای هوا اثر کرده و باعث می‌شود هوا از منطقه با فشار بیشتر (کف بستر) به منطقه با فشار کمتر (سطح آب) منتقل شود. بدین ترتیب با خروج حبابهای هوا از سطح آب، غلظت هوا در جهت حرکت جریان کاهش می‌یابد. از طرف دیگر آشفته‌گی جریان سبب می‌شود که هوا از ناحیه با غلظت بیشتر به ناحیه با غلظت کمتر منتقل شده و نهایتاً تعادل نسبی تحت تاثیر این دو عامل مذکور در جریان آب و هوا برقرار گردد.

مطالعه ناحیه هوازدایی از این نظر با اهمیت می‌باشد که با کاهش غلظت هوا در سطح سرریز و رسیدن مقدار غلظت هوا به مقدار کمتر از حد بحرانی (۸ درصد) امکان وقوع حفره‌زایی مجدداً فراهم می‌شود. برای تعیین مقطع بحرانی لازم است نحوه توزیع، انتقال و مکانیزم خروج حبابهای هوا از سطح آب مورد مطالعه قرار گیرد.

در محل برخورد جت جریان با سطح سرریز (منطقه ضربه در شکل ۱-۱۰) آب دارای بیشترین مقدار هوا می‌باشد. پس از این مقطع با توجه به توزیع جدید فشار و سرعت صعود حبابها، حبابهای هوا به

تدریج از منطقه با فشار زیاد به مناطق با فشار کمتر (سطح آب) حرکت کرده و از سطح آب خارج می-شوند، منطقه برخورد جت جریان با سطح سرریز را ناحیه ضربه و به طور کلی قسمت پایین دست منطقه برخورد سطح زیرین جت با سرریز، ناحیه هوازدایی نامیده می‌شود (برگرفته از پایان نامه دکترای جلیلی ۱۳۸۲).

Lima و همکاران در سال ۲۰۰۸ از طریق آزمایشاتی که روی یک مدل فیزیکی انجام دادند، بیان کردند که غلظت هوا در شکل ۱-۱۳ از یک غلظت متوسط هوا برابر ۰/۵ در مقطع S_7 تا غلظت هوای برابر ۰/۰۳ در نزدیکی کف در مقطع S_8 کاهش می‌یابد. این تغییر غلظت در کف که شامل یک غلظت بالای هوا در روی حفره، یک کاهش قابل ملاحظه غلظت در منطقه ضربه و غلظت کم در شروع ناحیه پایین دست است. اگر مفهوم هوازدایی (Detrainment) برای توضیح این خصیصه بکار برده شود، تقریباً ۶٪ از هوای وارد شده به پایین دست به مقطع S_8 منتقل می‌شود و ۹۴٪ در نقطه ضربه از جریان خارج می‌شود (Lima et al. (2008)).



شکل ۱-۱۳ مقاطع اندازه‌گیری برای مطالعه Lima et al.(2008)

۸-۱ فاصله هواده‌ها (Aerator Spacing)

در ناحیه هوازدایی، هوای وارد شده به داخل جریان، متناسب با سرعت جریان و سرعت صعود حبابهای هوا به طرف بالا صعود کرده و نهایتاً از سطح آب خارج می‌شود. بدین ترتیب با فاصله گرفتن از محل هواده، مقدار هوای موجود در سطح سرریز بتنی (که عامل پیشگیری از حفره‌زایی می باشد) بتدریج

کاهش می یابد. در مقطعی که هوای موجود به کمتر از مقدار بحرانی (۸ درصد) می رسد، شرایط وقوع حفره‌زایی، مجددا فراهم می آید. این مقطع، مقطع بحرانی نامیده می‌شود.

برای حفاظت از سطح سرریز در مقابل حفره‌زایی، می بایست در مقطع بحرانی، افزایش مجدد مقدار هوای جریان با قرار دادن هواده بعدی تامین شود. یکی از مسائل مهم در طراحی هواده ها، تعیین فاصله بین آنها است (برگرفته از پایان نامه دکترای جلیلی ۱۳۸۲).

۹-۱ اهداف مورد نظر در پروژه حاضر

هواده‌ی جریان توسط ساخت هواده‌ها در مسیر جریان انجام می‌شود. ورود هوا به داخل جریان آب و رفتار جریان مخلوط آب و هوا در روی سرریز پیچیده و تحلیل آن مشکل است. علیرغم اهمیت موضوع و مطالعاتی که در ارتباط با کاویتاسیون انجام شده است اطلاعات زیادی برای طراحی سرریزها مورد نیاز است که تاکنون به آن پاسخ داده نشده است. به عنوان مثال رابطه و روشی مشخص و قابل قبول برای تعیین فاصله بین هواده‌ها موجود نیست و اطلاعات کمی از مخلوط جریان آب و هوا بر روی سرریز در دسترس می‌باشد. در این پایان نامه مکانیزم رفتاری جریان جت آب و هوا بر روی هواده سرریزها مورد مطالعه قرار خواهد گرفت.

در گذشته آزمایشهایی توسط استاد راهنمای این پروژه بر روی جت هواده صورت گرفته و نتایج آزمایشگاهی آن موجود است. در این پایان نامه ابتدا با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی موجود یک رابطه تجربی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده سرریز ارائه خواهد شد. سپس با استفاده از رابطه بدست آمده یک رابطه تحلیلی برای رشد لایه آب و هوا در طول سرریز براساس روابط پایه پیوستگی هوا و اندازه حرکت جریان مخلوط آب و هوا تهیه و توسعه داده خواهد شد و در ادامه رابطه تهیه شده با داده‌های آزمایشگاهی موجود مقایسه و صحت سنجی صورت خواهد گرفت. در مجموع در پایان نامه حاضر ترکیبی از کار بر روی داده‌های آزمایشگاهی، انجام و توسعه روابط تحلیلی، مورد بررسی قرار خواهد گرفت.

نتایج بدست آمده از این پایان نامه ضمن شناخت بهتر مکانیزم جریان جت آب و هوا ، می تواند در طراحی فاصله هوادهای روی سرریزهای تندآب و تخلیه کننده های تحتانی مورد استفاده قرار گیرد. اهمیت سدهای بلند و کمک به تحلیل و شناسایی روشهای مقابله با کاویتاسیون در این سدها انجام پروژه حاضر را توصیه می نماید.

پس از ارائه مقدمات و معرفی مشخصات جریان آب و هوا بر روی سرریز سدها در این فصل ، در فصل دوم مروری بر مطالعات انجام شده در مورد هواده و مکانیزم جت هواده تشریح می شود. در فصل سوم یک رابطه تجربی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده سرریز و در فصل چهارم رابطه تحلیلی جدید برای رشد لایه آب و هوا ارائه می شود و نهایتاً در فصل پنجم نتیجه گیری و پیشهادات بیان می شود.

فصل دوم

مروری بر مطالعات انجام شده

غلظت هوای کف جریان بر روی سرریزها باید در حدی باشد که بتواند از خسارت ناشی از کاویتاسیون جلوگیری کند. علاوه بر هوایی که از طریق هواگیری سطحی وارد جریان می‌شود، هوادهی جریان به عنوان عملی‌ترین و اقتصادی‌ترین روش پیشگیری از خسارت کاویتاسیون شناخته شده است. مطالعه مکانیزم هواگیری جت بر روی هواده روش مؤثری در طراحی هواده‌ها است. در طراحی هواده‌ها تعیین پارامترهایی از قبیل غلظت هوای جت عبوری از روی هواده، میزان دبی هوای عبوری از داکت هواده، طول جت، آشفستگی درون جت و ... حائز اهمیت می‌باشد. در این فصل مطالعات انجام شده توسط محققین قبلی به تفکیک موضوع مورد بررسی قرار خواهند گرفت.

۲-۲ میزان دبی هوای عبوری از داکت هواده

در فاصله سالهای ۱۹۸۰ تا ۱۹۹۰ مطالعات گسترده‌ای بر روی جت هواده انجام شد در این دهه محققین سعی کردند با بررسی‌های آزمایشگاهی و همچنین اندازه‌گیری‌های بر روی پروتوتیپ، رابطه دبی هوای عبوری از داکت هواده را با پارامترهای جریان تعیین نمایند. یک رابطه اصلی که در این بررسی‌ها توسط (Pinto and Neidert 1982) ارائه شد بصورت زیر است (جلیلی ۱۳۸۲):

$$q_{ad} = k \cdot u_o \cdot L_c \quad (1-2)$$

در این رابطه u_o سرعت جریان در روی رمپ، L_c طول محفظه زیر جت (تقریباً برابر با طول جت) و k ضریب معادله می‌باشد.

(Pinto and Neidert 1982) با اندازه‌گیری‌های بر روی مدل و پروتوتیپ مقدار ضریب k را بین ۰/۰۳۳-۰/۰۲۳ گزارش نمود. هیچ توضیحی برای اختلاف ۳۰٪ در مقدار این ضریب ارائه نشد. Glazov ضریب رابطه فوق را بر اساس محاسبات خود برابر ۰/۰۱۲ گزارش کرد (Glazov 1984). Wei و DeFazio ضریب k در معادله (۱-۲) را بر اساس اندازه‌گیری بر روی تندآب Guri بین ۰/۰۱ تا ۰/۰۳۵ گزارش کرده‌اند (Wei and DeFazio 1982).

Foz do Areia Pinto and Neidert (1982) مطالعات دیگری را روی مدلی برای سرریز سد

در برزیل انجام دادند. آنها در یک مدل آزمایشگاهی با مقیاس ۱:۸ تولید مجدد پدیده هوادهی در جریان را بوسیله کنترل فشار زیر تیغه بر طبق ابعاد داکت هواده پروتوتیپ و دنبال کردن قانون مدلینگ فرود، امکان پذیر کردند، و با ترسیم دبی هوا (Q_a) در مقابل فشار متوسط زیر تیغه (ΔP) رابطه زیر را برای دبی هوا ارائه کردند:

$$Q_a = C\sqrt{\Delta P} \quad (2-2)$$

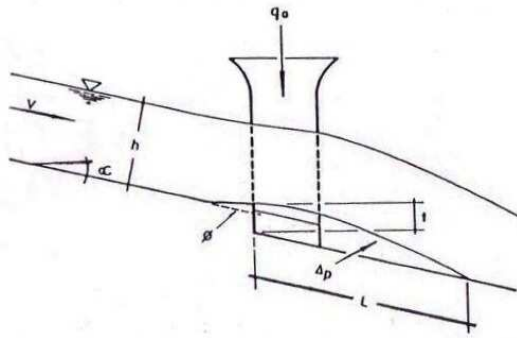
که Q_a در این رابطه هوای وارد شده به جریان، C ضریب دبی، ΔP اختلاف متوسط فشار بین نواحی بالایی و پایینی جت آب است. اما مطالعات بعدی توسط Pinto و Neidert در روی هواده شماره ۱ از سرریز Foz do Areia انجام شد. برای شرایطی که پارامترهای $Re > 3/3 \times 10^5$ و $We > 800$ به اندازه کافی بزرگ باشد از اثر آنها صرف نظر کردند و رابطه زیر را برای β ارائه کردند:

$$\beta = \frac{q_a}{q} = F(F_r, E_e, t/h) \quad (3-2)$$

رابطه (۳-۲) نشان می‌دهد که β مقدار ثابتی نمی‌باشد و تابعی از عدد فرود $Fr = \frac{u}{\sqrt{gh}}$ و

عدد اولر $E_e = \frac{u}{\sqrt{\Delta p / \rho_w}}$ و نسبت $\frac{t}{h}$ در نظر گرفته شده است. طرح مشخصات در شکل ۱-۲ نشان

داده شده است، که t ارتفاع رمپ و پله، h عمق آب عمود بر جهت جریان و ΔP اختلاف فشار بین نواحی بالا و پایین جت است (Nelson and Pinto 1986).



شکل ۱-۲ تعریف مشخصات هواده و We

Pinto و همکارانش اثرات کشش سطحی و آشفستگی را در سرریز سد Foz do Areia مورد مطالعه قرار دادند و در مطالعاتشان برای عدد وبر بزرگتر از ۵۰۰ به تشابه رسیدند. او دریافت که مقدار بحرانی عدد وبر یک تابعی از دبی است که هرچه دبی بیشتر می‌شود، مقدار بحرانی کوچکتر می‌شود. در این مطالعه اهمیت عدد وبر بصورت زیر تعریف شده که در شکل ۱-۲ نشان داده شده است:

$$W_e = \frac{V\sqrt{L}}{\sqrt{\sigma/\rho}} \quad (۴-۲)$$

تحقیقات مذکور با چهار مدل مختلف با مقیاس‌های ۱:۸، ۱:۱۵، ۱:۳۰ و ۱:۵۰ اجرا شد. جریان آب با استفاده از یک دریچه تخلیه که در فاصله کوتاهی از بالادست هواده قرار گرفته بود، وارد مدل‌ها می‌شد. بنابراین فاصله برای توسعه لایه مرزی خیلی کوتاه بود. مدل‌های با مقیاس ۱:۸ و ۱:۱۵، نرخی از جریان هوا را تولید می‌کردند که مشابه مقادیر پروتوتیپ برای دبی‌های کم بود. بنابراین، شبیه‌سازی در دبی‌های بالا، ضعیف بود.

Pan و همکاران رابطه زیر را برای برآورد هوای عبوری از داکت هواده ارائه دادند (Pan et al 1980):

$$q_{ad} = 0.022V_{imp}L_c \quad (۵-۲)$$

که V_{imp} سرعت در ابتدای ناحیه ضربه می‌باشد. Pan و همکاران طول محفظه زیر جت را فاصله انتهای رمپ تا نقطه تقاطع لبه پایین جت با کف سرریز که در آن نقطه، غلظت هوا برابر با ۶۰٪ می‌باشد تعریف کردند.

در سال ۱۹۸۴، Pan and Shao اثر عدد رینولدز را روی هوادهی در مدل‌ها و پروتوتیپ مورد مطالعه قرار دادند. در مطالعاتشان به منظور اجتناب از اثرات مقیاس، داشتن اعداد رینولدز بزرگتر از $10^6 \times 3/5$ ضروری بود. در این مطالعات زبری سطوح مرزها در مدل و جسم اصلی قابل قیاس بود (Pan and Shao 1984). همچنین رابطه زیر برای محاسبه β_{ad} پیشنهاد شد:

$$\beta_{ad} = \frac{q_{ad}}{q_w} = -0.0678 + 0.0982X_u - 0.0039X_u^2 \quad (X_u > 1.0) \quad (6-2)$$

که در این رابطه X_u برابر است با

$$X_u = \frac{u}{(gd_o)^{0.5}} \frac{\left(\frac{h_r}{d_o}\right)^{0.5}}{\cos \alpha \cdot \cos \varphi} \quad (7-2)$$

که u سرعت جریان، h_r ارتفاع رمپ، α شیب کف کانال و φ زاویه رمپ می‌باشد.

Koschitzky و همکاران با اندازه‌گیری بر روی سد Laiban نشان دادند که مقدار β_{ad} را می‌توان تنها تابعی از عدد فرود در نظر گرفت (Koschitzky et al 1984).

بر اساس اندازه‌گیری‌هایی که توسط Marcano & Castillejo در سال ۱۹۸۴ بر روی سد Guri در ونزوئلا انجام شد مقدار k در معادله (۱-۲)، بترتیب برابر 0.11 برای هواده با ترکیب رمپ، پله و شیار و 0.73 برای هواده که تنها دارای رمپ می‌باشد، گزارش شد (Marcano & Castillejo 1984). رابطه دیگری که مشابه رابطه (۱-۲) ارائه شد به صورت زیر می‌باشد:

$$q_{ad} = k_1 u_0 h_o \quad (8-2)$$

که h_o ارتفاع پله و u_0 سرعت جریان در روی رمپ می‌باشد. ضریب k_1 در این رابطه در محدوده 0.1 تا 0.64 توسط Glazov و Bruschin ارائه شد.

Bruschin (1985) همچنین به جای طول مشخصه L_c (طول محفظه زیر جت) در رابطه (۱-۲) از مجموع ارتفاع پله و رمپ استفاده نموده و رابطه زیر را ارائه داد.

$$\beta_{ad} = 0.0334 Fr \left(\frac{h_r + h_o}{d_o} \right)^{1/2} \quad (9-2)$$

DeFazio & Wei رابطه Bruschin را بعلت عدم تاثیر فشار زیر جت، مورد سوال قرار دادند. Wood در سال ۱۹۸۵ با لحاظ کردن مقدار فشار منفی زیر جت، ضریب k در رابطه (۱-۲) را بصورت زیر تعریف کرد:

$$k = \frac{q_a}{ul} = 0.0079 (Fr - Fr_C) \quad (10-2)$$

که در این رابطه Fr_C برابر است با :

$$Fr_C = 4.3 \left[1 + 4.7 \frac{\Delta P}{\gamma h} \cdot \frac{t_r}{h} \right] \quad (11-2)$$

q_a مقدار هوای ورودی در واحد عرض، $Fr = \frac{u_w}{\sqrt{g \cdot h}}$ و u_w سرعت آب روی رمپ، Δp فشار

منفی زیر جت، t_r ارتفاع رمپ و h عمق آب روی رمپ می باشد.

Volkart و Rutschmann و Wood در سال ۱۹۸۶ نتایج یکی از اشکال استفاده شده در مدل فیزیکی سد Clyde (شیب سرریز 53°) (Tan 1984, Low 1986) و برای هواده سرریز Foz do Areia (شیب سرریز 15°) (Pinto 1982) را روی نمودار ترسیم کردند که این نتایج در شکل های ۲-۲ و شکل ۳-۲ نشان داده شده است. با استفاده از این نتایج و آنهایی که برای اکثر هواده های آزمایش شده تا به آن تاریخ بدست آمده بود، معادله تجربی (۱۲-۲) برای هوای ورودی از هواده را تطبیق دادند:

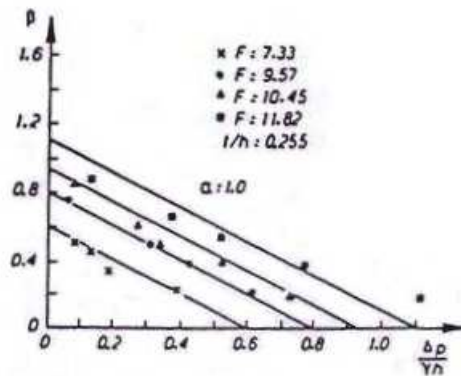
$$\beta = \frac{q_a}{q_w} = K_1 [Fr - Fr_C] \quad (12-2)$$

که Fr عدد فرود براساس سرعت و عمق درست در بالادست هواده است، K_1 یک عدد ثابت

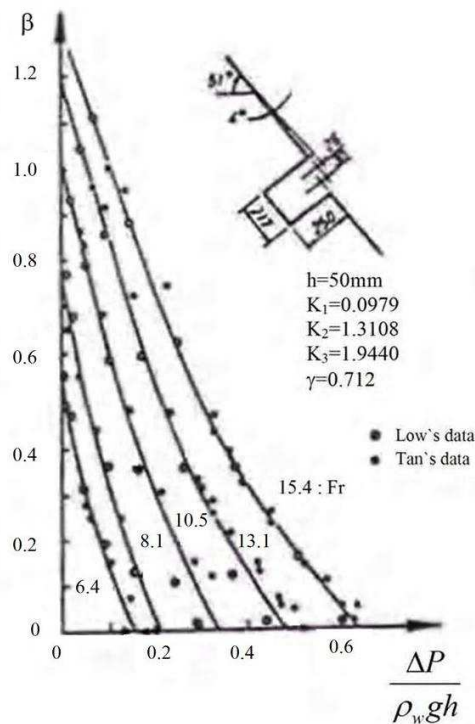
است و Fr_C عدد فرود بحرانی که تابعی از زیر فشار بی بعد است و بصورت زیر نوشته می شود :

$$Fr_C = K_2 - K_3 \left[\frac{\Delta p}{\rho g h} \right]^\gamma \quad (13-2)$$

که K_1, K_2, K_3 و γ ثابت هایی است که از طریق مدل فیزیکی بدست می آید.



شکل ۲-۲ نتایج تغییرات β نسبت به $\frac{\Delta P}{\gamma h}$ برای اعداد فرود مختلف در مدل سد Foz do Areia (Rutschmann et al.1986)



شکل ۳-۲ نتایج تغییرات β نسبت به $\frac{\Delta P}{\gamma h}$ برای اعداد فرود مختلف در مدل سد Clyde (Rutschmann et al.1986)

آنها همچنین نتیجه گرفتند که زیر فشار پایین تیغه هواه یک گرادیان فشار را بوجود می آورد که با پخش آشفستگی حباب هوا به طرف بالا مخالفت و از هوادهی جلوگیری می کند و این موضوع عملکرد هواه را سخت می کند و سپس بیان کردند که اثرات زیر فشار را می توان بوسیله طراحی هواه ، از طریق طراحی ورودی های داکت هواه به شکلی که مقاومت در برابر جریان هوا به حداقل

برسد و همچنین فراهم کردن یک سطح بزرگ برای داکت اصلی، به حداقل رساند.

Bruschin شکل جدیدی از معادله (۱-۲) را ارائه کرد. او در این رابطه بجای طول مشخصه

L_c ، از طول مشخصه زبری استفاده و رابطه زیر را ارائه نمود (Bruschin 1987):

$$q_{ad} = \delta(u_k - u_o) \quad (14-2)$$

در این رابطه δ ضخامت لایه مرزی و مقدار آن بین ۰/۲ تا ۰/۴ متر، u_o سرعت جریان در روی

رمپ و $u_k = 1$ در نظر گرفته شده است

Glazov با حل معادله مسیر جت و برآورد ضخامت لایه آب و هوا در محل برخورد جت، دبی

هوا را از رابطه زیر محاسبه کرد.

$$Q_{ad} = bV_{imp}\bar{c}\delta_{Li} \quad (15-2)$$

که b عرض کانال، $\bar{c} = 0.5$ برابر غلظت متوسط در لایه آب و هوا و δ_{Li} ضخامت لایه آب و

هوا در محل برخورد جت می باشد (Glazov 1984).

Rutschmann مقدار β_{ad} را تابعی از عدد Fr ، زاویه رمپ هواده φ و نسبت مجموع ارتفاع پله

و رمپ به عمق جریان $(\frac{h_r + h_o}{d_o})$ در نظر گرفته و رابطه زیر را ارائه کرد (Rutschmann 1988):

$$\beta_{ad} = 0.1135Fr + 0.382(\frac{h_r + h_o}{d_o})^{1.5} + 15.51 \tan \varphi - 0.903 \quad (16-2)$$

برای محاسبه هوای ورودی به داکت رابطه دیگری نیز ارائه شده است. در این رابطه با استفاده

از تقریب‌های مرتبه اول برای معادلات مسیر حرکت جت که توسط Glazov در سال ۱۹۸۴ ارائه شده

بود، رابطه زیر توسط Falvey و Ervin ارائه گردید (Falvey and Ervin 1988):

$$q_{ad} = \frac{gX^2 \tan \theta}{V_o \cos^2 \theta} \sqrt{\frac{f}{8}} + V_o X \sqrt{\frac{f}{8}} \quad (17-2)$$

که در این رابطه f ضریب اصطکاکی دارسی ویسباخ، θ شیب تندآب، V_o سرعت متوسط آب

در مقطعی که جت آزاد شروع می شود و X فاصله افقی از شروع جت آزاد تا نقطه ضربه با کف کانال

می باشد. باید توجه داشت که Glazov برای خط سیر جتی که در معرض یک کاهش فشار از یک

سمت قرار گرفته است ، عبارتی را نتیجه گرفت. برای شیب های کوچک تندآب، اولین ترم از سمت راست معادله صرف نظر شده است. بنابراین معادله فوق به رابطه معمول زیر کاهش می یابد :

$$q_a = K_f V_0 L \quad (18-2)$$

یا

$$\beta = K_f L/H \quad (19-2)$$

که H عمق جریان در مقطعی است که جت آزاد شروع می شود و $K_f = \sqrt{f/8}$ است. این فرم ساده شده معادله توسط بسیاری از محققین گزارش شده است ، (Pinto 1982 , Pan 1980 , Rutshmann 1988). که مقدار ضریب به طور تجربی محاسبه شده است.

Kobus و Koschitzky نسبت ورود هوا به آب را (β_{at}) برای یک هواده مشخص، به صورت

تابعی از اختلاف عدد فرود $\Delta Fr = Fr - Fr_c$ و زیر فشار نسبی، P_N ، به صورت زیر تعریف کردند.

$$\beta_{at} = C_1 \Delta Fr^{1.5} (1 - C_2 P_N) \quad (20-2)$$

که Fr_c عدد فرود بحرانی و خود تابعی از اعداد رینولدز و ویر و C_1, C_2 ضرائب ثابت می باشند (Koschitzky & Kobus 1988).

Pinto در مطالعات بعدی خود هندسه هواده را به پارامتر D_e که مساحت موثر مجرای هوا، در

واحد عرض شوت می باشد، مرتبط دانست. او با استفاده از اطلاعات آزمایشگاهی موجود برای محاسبه هوای نسبی ورودی به داکت هواده رابطه زیر را پیشنهاد کرد :

$$\beta_{ad} = 0.29 (Fr - 1)^{0.62} \left(\frac{D_e}{d_o} \right)^{0.59} \quad (21-2)$$

رابطه فوق برای اعداد فرود در محدوده ۴ تا ۲۱ و $\frac{D_e}{d_o} < 3/23$ و $0.28 < \frac{D_e}{d_o}$ می باشد. مقدار

$D_e = \frac{C_d A_o}{b}$ که C_d ضریب جریان عبوری از روزنه ها، A_o مساحت مقطع کنترل و b عرض شوت

سرریز می باشد. Pinto رابطه فوق را برای تخمین اولیه طرح در یک پروژه پیشنهاد کرد.

May و Deamer با بررسی آزمایشگاهی مقدار β_{ad} را تابعی از Fr ، h_r ، φ و α گزارش نموده‌اند (May & Deamer 1989).

Chanson در سال ۱۹۸۹ برای یک مدل با مقیاس بزرگ و دارای یک شکل هواده معین مقدار هوای ورودی بی‌بعد را چنین بیان کرد :

$$\beta^{inlet} = \frac{Q_{air}^{inlet}}{Q_w} = f(Fr, Tu, P_N) \quad (22-2)$$

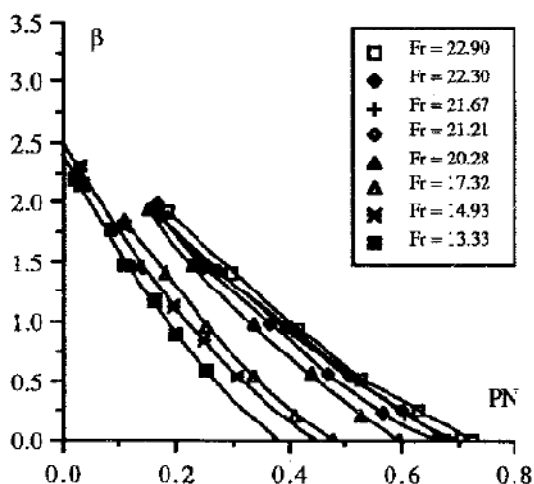
که Fr عدد فرود، Tu شدت آشفتگی و P_N عدد گرادیان فشار است. در روی مدل سرریز، توزیع شدت آشفتگی برای یک هندسه هواده معین و یک عمق جریان معین تقریباً ثابت است. بنابراین او Tu را به عنوان پارامتری از سرریز که وابسته به هندسه است در نظر گرفت و سپس بدست آورد :

$$\beta^{inlet} = f(Fr, P_N) \quad (23-2)$$

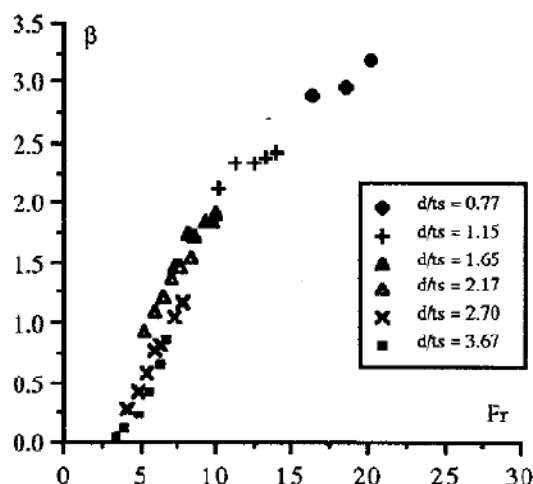
Chanson برای عمق‌های جریان مختلف نتایج آزمایشگاهی مطالعاتش را چنین بیان کرد :

شکل ۲-۵ تغییرات زیر فشار نسبت به میزان هوای ورودی ($\beta^{inlet} = f(P_N)$) برای اعداد فرود مختلف را نشان می‌دهد و شکل ۲-۴ تغییرات عدد فرود نسبت به میزان هوای ورودی ($\beta^{inlet} = f(Fr)$) را نشان می‌دهد.

رابطه بین سه عدد بی‌بعد β^{inlet} ، Fr و P_N نشان می‌دهد که کاهش دبی هوا، افزایش زیر فشار تیغه را موجب می‌شود و برای زیرفشار تیغه یکسان دبی هوا با افزایش عدد فرود، افزایش می‌یابد. شکل ۲-۴ یک تغییر مکانیزم هوادهی برای $Fr \approx 5$ را نشان می‌دهد. برای اعداد فرود کوچک ($Fr < 5$) مقدار هوای ورودی، کمتر تحت تأثیر زیرفشار حفره قرار گرفته و بیشتر هوایی که وارد شده توسط هوادهی جت غوطه‌ور در نزدیکی حفره زیر جت بوده است.



شکل ۲-۵ میزان هوای ورودی برای
 $d/t_s = 0.95$ هواده با رمپ $(\phi = 5.7^\circ)$



شکل ۲-۴ میزان هوای ورودی برای
 $P_N = 0$ هواده با رمپ $(\phi = 5.7^\circ)$

که d عمق مشخصه برحسب متر که چنین تعریف شده است: $d = \int_0^{y_0} (1-C) * dy$ که y

عمود بر سطح سرریز اندازه‌گیری شده است، t_s ارتفاع پله برحسب متر، عدد زیر فشار برابر

$$Fr = \frac{V}{\sqrt{g \cdot d}} \text{ و } P_N = \frac{\Delta P}{\rho_w \cdot g \cdot d} \text{ می‌باشند (Chanson 1989).}$$

Hager و Rutschmann اثر متغیرهای مختلف از جمله شیب سرریز، زاویه هواده، ارتفاع رمپ،

ارتفاع پله، عمق جریان، عدد فرود و عدد اولر را برای مقدار β_{at} مورد مطالعه قرار دادند و دو روش

مجزا با روابط مربوطه را ارائه دادند. برای اطلاع بیشتر از روابط پیشنهاد شده می‌توان به مراجع

(Rutschmann and Hager 1990) مراجعه نمود.

Ervin ، Falvey و Khan در مطالعاتی که در فاصله سالهای ۱۹۹۰ تا ۱۹۹۵ انجام دادند

آشفته‌گی جریان را یک عامل مهم در مقدار هوای ورودی به جت هواده معرفی کردند. آنها با اندازه

گیری شدت آشفته‌گی نشان دادند که آشفته‌گی عامل اصلی در میزان هوای ورودی به جت هواده می‌-

باشد و مقدار هوای ورودی به جت جریان تابع مستقیمی از شدت آشفته‌گی است

(Khan 1991) ، (Ervin & Khan 1991) ، (Ervin et al 1995). آنها همچنین مقادیر آشفته‌گی را در

طول سرریز اندازه‌گیری کرده و توزیع آن را در نواحی مختلف ارائه نمودند. رابطه‌ای که آنها بجای

رابطه (۱-۲) پیشنهاد کردند به شکل زیر است :

$$q_{ad} = kv'L_c \quad (24-2)$$

که در این رابطه v' جذر مربعات نوسانات آشفته‌گی در جهت عمود بر مسیر جریان است. مشاهدات روی جت‌های غوطه‌ور (Ervin and Falvey 1987) و یک جت دو وجهی روی یک رمپ هواده (Khan 1991) نشان داد که برای سرعت‌های آشفته (v') بالای حد ۰/۲۵ متر بر ثانیه ، هوا توسط محبوس شدن درون نوسانات سطح وارد آب می‌شود که این نوسانات سطح مربوط به گردابه‌های کوچک و بزرگی است که توسط نوسانات آشفته‌گی عرضی تولید شده است. این روی سطوح بالایی و پایینی تیغه منحرف شده مخلوط آب و هوا اثر می‌گذارد (Ahmadi & Hardwick 2002).

Ahmadi در سال ۲۰۰۲ رابطه (۲-۲۵) را برای شرایط نزدیک فشار اتمسفر در لوله سرریز سیفونی برای بدست آوردن حداکثر نرخ هواگیری در هنگام پر شدن لوله سرریز سیفونی ، جهت تعیین اندازه هندسه ورودی هوا در مرحله طراحی سرریز سیفونی ، بدست آورد.

$$q_a = 100(L/h_d)^{-0.8}(U_* - 0.16)L \quad (25-2)$$

که L طول جت ، h_d عمق جت در نقطه جدایی و U_* سرعت اصطکاکی می‌باشد (Ahmadi & Hardwick 2002).

Kokpinar در سال ۲۰۰۲ با استفاده از تحلیل داده‌های بدست آمده از آزمایش خود و از یک مطالعه آزمایشگاهی مشابه که توسط Demiroz در سال ۱۹۸۵ بدست آمده بود ، رابطه تجربی را برای ظرفیت هواگیری لایه تحتانی جت آب ارائه داده است:

$$\beta_{Lower} = 0.0189 \left[\frac{L_{jet}}{h} \right]^{0.83} \left[\left(\frac{A_a}{A_w} \right) (1 + \tan \theta) \right]^{0.24} \quad (26-2)$$

که L_{jet} طول جت عبوری از روی هواده ، A_a مساحت ورودی لوله تأمین هوا ، A_w مساحت جریان آب قبل از هواده و h عمق جریان است. همانطور که در معادله (۲-۲۶) دیده می‌شود $\frac{L_{jet}}{h}$ یک پارامتر مؤثر مهم روی نرخ ظرفیت هواده‌ی لایه تحتانی جت است. مشخصات هندسی هواده‌های

استفاده شده در مطالعه Kokpinar (1996) و Demiroz (1985) در جدول ۱-۲ آورده شده است.

جدول ۱-۲ مشخصات هندسی هوادهای استفاده شده در مطالعه Kokpinar (1996) و Demiroz (1985)

شیب کانال $\tan\theta$	زاویه رمپ ، α (°)	ارتفاع رمپ ، T_r (m)	طول رمپ ، L_r (m)	ارتفاع پله ، H_s (m)	عدد فرود روی رمپ Fr
Kokpinar (1996)					
.	.	.	.	۰/۰۵	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۵/۷۱	۰/۰۰۵	۰/۰۵		
	۵/۷۱	۰/۰۱	۰/۱		
۰/۱۷	.	.	.	۰/۰۵	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۵/۷۱	۰/۰۰۵	۰/۰۵		
	۵/۷۱	۰/۰۲	۰/۲		
۰/۵۷	.	.	.	۰/۰۵	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۵/۷۱	۰/۰۰۵	۰/۰۵		
	۵/۷۱	۰/۰۱	۰/۱		
۰/۱۷	.	.	.	۰/۰۵	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۵/۷۱	۰/۰۰۵	۰/۰۵		
	۵/۷۱	۰/۰۲	۰/۲		
۰/۵۷	.	.	.	۰/۰۵	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۵/۷۱	۰/۰۰۵	۰/۰۵		
	۵/۷۱	۰/۰۱	۰/۱		
Demiroz (1985)					
۰/۳	۱/۹	۰/۰۰۲	۰/۰۶	.	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۳/۷۷	۰/۰۰۴			
	۵/۷۱	۰/۰۰۶			
	۷/۵۹	۰/۰۰۸			
	۹/۴۵	۰/۰۱			
۰/۶	۰/۹۵	۰/۰۰۱	۰/۰۶	.	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۱/۹	۰/۰۰۲			
	۲/۸۶	۰/۰۰۳			
	۳/۸۱	۰/۰۰۴			
۱/۲۵	۱/۹	۰/۰۰۲	۰/۰۶	.	۱۲/۳۶ تا ۳/۴
	۳/۷۷	۰/۰۰۴			
	۵/۷۱	۰/۰۰۶			
	۷/۵۹	۰/۰۰۸			
	۹/۴۵	۰/۰۱			

مقدار $\frac{L_{jet}}{h}$ در معادله (۲۶-۲) از رابطه تجربی (۲۷-۲) محاسبه می شود :

$$\frac{L_{jet}}{h} = 0.28(Fr)^{1.75}(1 + \alpha)^{0.22} \left(\frac{T_r + H_s}{h} \right)^{0.44} \times \left[(1 + \tan \theta) \frac{A_a}{A_w} \right]^{-0.087} \quad (27-2)$$

معادله (۲۷-۲) برای محدوده زیر از پارامترهای مربوطه معتبر است :

$$0 \leq \tan \theta \leq 1/25, \quad 0 \leq \alpha \leq 9/45^\circ, \quad 0/198 \leq (T_r + H_s)/h \leq 1/985, \quad 5/56 \leq Fr \leq 10$$

$$0.00684 \leq \frac{A_a}{A_w} \leq 1 \text{ و}$$

معادله (۲۷-۲) برای تخمین طول جت بی‌بعد $\left(\frac{L_{jet}}{h} \right)$ توسعه داده شده است. نتایج بدست

آمده از معادله (۲۷-۲) با مقادیر $\frac{L_{jet}}{h}$ بدست آمده از معادله Tan(1984) مطابقت دارد. در معادله

(۲۷-۲) ، عدد زیر فشار (P_N) توسط $\frac{A_a}{A_w}$ نشان داده شده است ، که سادگی را برای مهندسان

هیدرولیک در طراحی هواده‌ها فراهم می‌کند (Kokpinar and Gogus 2002).

خلاصه ای از روابط ارائه شده و تنوع و پراکندگی آنها نشان می‌دهد که جریان آب و هوا بر روی سرریز یک جریان پیچیده بوده و نمی‌توان توسط رابطه ساده ای مانند رابطه (۲-۱) و یا دیگر روابط مشابه، هوای عبوری توسط هواده را در حالت های مختلف جریان برآورد نمود. مطالعات ارزشمندی که از سال ۱۹۹۰ در ارتباط با آشفتگی جریان انجام شد مقدار زیادی به شناخت مکانیزم هواگیری جریان کمک نمود. بصورتیکه می‌توان استنباط نمود که علت پراکندگی ضرایب و روابط ارائه شده در فاصله سالهای ۱۹۸۰ تا ۱۹۹۰ در نظر نگرفتن عامل آشفتگی در تحلیلهای مذکور بوده است.

Pinto با اندازه‌گیری مشخصه‌های جریان بر روی مدل‌های فیزیکی با مقیاسهای متفاوت و همچنین با اندازه‌گیری بر روی پروتوتیپ، مساله تاثیر مقیاس در جریان بر روی هواده ها را مورد بررسی قرار داد (Pinto 1984 و Pinto & Neidert 1982).

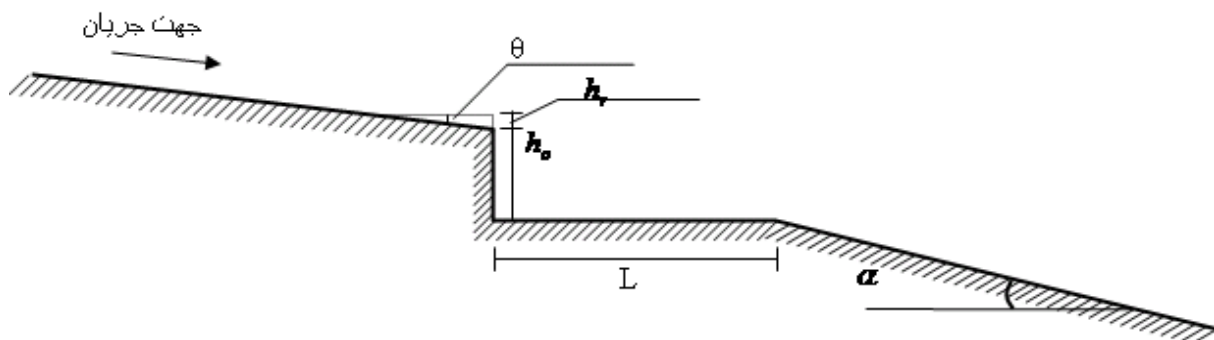
از دیگر مقالاتی که در ارتباط با مکانیزمهای هواگیری جریان می‌باشد می‌توان به مراجع Wood(1985) و (Chanson (1989, 1991) و Hopping 1988) و در ارتباط با هواگیری لایه فوقانی و تحتانی جت و مقالات (Zarrati 1993) و (Attari & Zarrati 1997) در مورد چرخش هوا در زیر جت هواده و مرجع (Kavianpour 1997) در ارتباط با بررسی تغییرات فشار پایین دست هواده ها اشاره نمود.

مشخصات تعدادی از آزمایشهای انجام شده بر روی مدل‌های فیزیکی در جدول ۲-۲ و تعریف

پارامترها در اشکال شکل ۶-۲ و شکل ۷-۲ ارائه شده است.

جدول ۲-۲ مشخصات تعدادی از آزمایشهای انجام شده بر روی مدل هواده

مراجع	شیب کانال α (deg.)	ارتفاع پله هواده h_o (m)	ارتفاع رمپ h_r (m)	زاویه رمپ ϕ (deg.)	عرض کانال b (m)	عمق جریان روی رمپ d_o (m)	عدد فرود روی رمپ Fr
Pinto (1982)	۱۴/۵	۰/۱ تا ۰/۰۳	۰/۰۲۵ - ۰/۰۰۲	۷/۱	۰/۱۵	۰/۵ تا ۰/۰۵	۱۰/۸ تا ۵/۶
Shi et al (1983)	۴۹	۰	۰/۰۱۵	۵/۷	۰/۲	۰/۰۶	۱۴
Cui (1985)	۳۰ و ۴۹	۰	۰/۰۱	۵/۷	۰/۲	۰/۱۲ و ۰/۱۵	۶ و ۷/۵ و ۸/۹
Low (1986)	۵۱/۳	۰/۰۳	۰/۰۳	۵/۷	۰/۲۵	۰/۰۵	۷ تا ۱۱
Chanson (1988)	۵۲/۳	۰/۰۳	۰	۰	۰/۲۵	۰/۰۷ تا ۰/۰۲	۲۴ تا ۷/۵
May et al (1989)	۱۵/۵	۰	۰/۱۶ و ۰/۱۲ و ۰/۰۸	۹/۱ و ۴/۹	۰/۳	۰/۱۱ تا ۰/۰۵	۲/۵ تا ۲۱/۵
Ruteshmann and Hager (1990)	۳۴ و ۵۱	۰ تا ۰/۵۴	۰/۱ تا ۰/۳۹	۵/۷ و ۴/۴ و ۷/۴	۰/۲۵ و ۰/۱۲	۰/۲۱ تا ۰/۰۴	۱۱/۴ تا ۴/۱۱
Ervin and Khan (1991)	۴۵	۰	۰/۲۶ و ۰/۰۵ و ۰/۰۱	۱۰ و ۵ و ۲	۰/۱۰	$> ۰/۰۲$	۷ تا ۱۶
Zarrati (1991)	۱۴/۵	۰/۱	۰/۰۱۳	۷	۰/۱۵	۰/۰۳۵ تا ۰/۰۲۵	۷ تا ۱۰/۵
جلیلی (۱۳۸۲)	۱۴/۵	۰/۱۱	۰/۰۱۳	۷	۰/۲۰	۰/۰۲۶ تا ۰/۰۴۲	۸/۶ تا ۶/۸



شکل ۶-۲ تعریف پارامترهای هواده

۳-۲ توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده

۱-۳-۲ تابع تجربی توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا (Pan et al 1980)

اولین رابطه تجربی که برای توزیع غلظت در لایه تحتانی مخلوط آب و هوا گزارش شده است،

تابع گوس، به شکل :

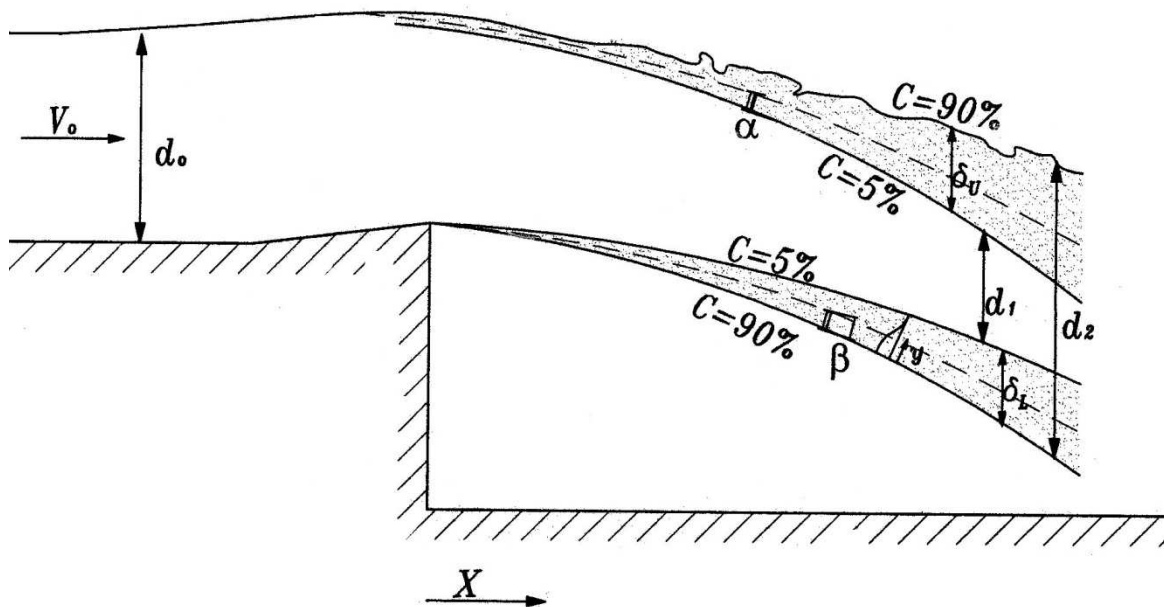
$$c = c_m e^{-4.7\left(\frac{y}{\delta_L}\right)^2} \quad (2-28)$$

می باشد (Pan et al 1980)، که در این رابطه :

y ، محور مختصات قائم مطابق با شکل ۷-۲،

δ_L ، ضخامت لایه تحتانی آب و هوا،

c_m مقدار درصد غلظت حجمی هوا در لبه خارجی و c غلظت هوا در فاصله y از لبه لایه است.



شکل ۷-۲ مشخصه‌های جت هواده و لایه های تحتانی و فوقانی آب و هوا

(Ervin & Falvey 1987) آزمایشاتی را روی یک جت آب در اتمسفر انجام دادند و با استفاده از یک پروب الکتریکی ، احتمال برخورد با آب را نسبت به فاصله خارجی از خط مرکزی جت بدست آوردند و نشان دادند که داده‌های آزمایشگاهی در لایه تحتانی جت آزاد از یک توزیع گوسی پیروی می‌کند (Ervin & Falvey 1987).

۲-۳-۲ تابع تحلیلی توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا (Chanson 1996)

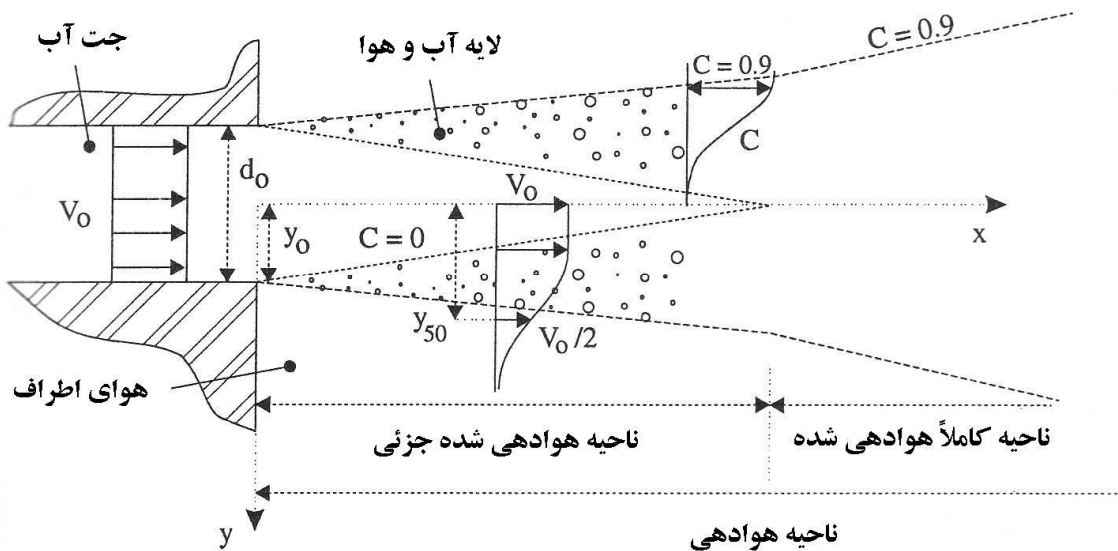
Chanson (1996) یک رابطه تحلیلی برای توزیع غلظت هوا ارائه کرد. بدست آوردن رابطه تحلیلی توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا، می‌تواند از معادله انتقال - پخش جابجایی که معادله پیوستگی هوا بر آن حاکم است شروع شود (جلیلی ۱۳۸۲):

$$\operatorname{div}(C * \vec{V}) = \operatorname{div}(D * \overrightarrow{\operatorname{grad}}C) \quad (29-2)$$

در این رابطه D ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای (Eddy Diffusivity)، C غلظت حجمی هوا و \vec{V} سرعت جریان می‌باشد. در این معادله جریان دائم و تراکم‌ناپذیر فرض شده است. برای یک حجم کنترل کوچک (dx, dy) بین دو خط جریان در یک لایه برشی دوبعدی آب و هوا و با فرض

اینکه $\frac{\partial C}{\partial x} \ll \frac{\partial C}{\partial y}$ باشد (شکل ۸-۲) معادله (۲۹-۲) به صورت زیر ساده می‌شود:

$$u * \frac{\partial C}{\partial x} + C * \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial y} (D_y * \frac{\partial C}{\partial y}) \quad (30-2)$$



شکل ۸-۲ تصویر شماتیک جت دو بعدی (Chanson 1996)

که D_y ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای در جهت y می‌باشد. معادله فوق را می‌توان به شکل

زیر نوشت:

$$u * \frac{\partial C}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial y} \left((D_y + D^0) * \frac{\partial C}{\partial y} \right) \quad (31-2)$$

که D^0 ترم وابسته به گرادیان سرعت طولی و در رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$D^0 * \frac{\partial C}{\partial y} = - \int_y^{y+dy} C * \frac{\partial u}{\partial x} * dy \quad (32-2)$$

معادله (31-2) معادله اصلی پخش است (Crank 1956, Carslaw and Jaeger 1959) و

شرایط مرزی آن به شکل زیر می‌باشد:

$$+ \lim_{y \rightarrow -\infty} \{C(x > 0; y < 0)\} = 1 \quad (33-2)$$

$$+ \lim_{y \rightarrow +\infty} \{C(x > 0; y < 0)\} = 0 \quad (34-2)$$

که جهت مثبت y در شکل ۸-۲ نشان داده شده است. حل تحلیلی معادله (31-2) به شکل زیر

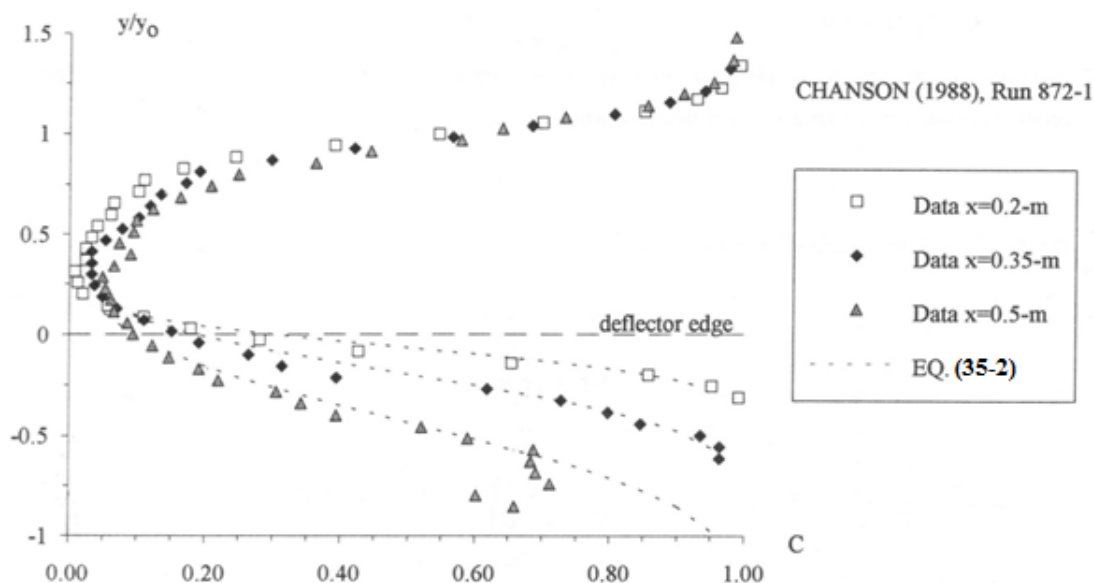
است:

$$C = \frac{1}{2} * \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{y}{2 * \sqrt{\frac{D_t}{u_0} * x}} \right) \right) \quad (35-2)$$

که D_t ضریب پخش ناشی از گرادیان سرعت طولی و عرضی می‌باشد ($D_t = D_y + D^\circ$). در این حالت فرض می‌شود که D_t مستقل از جهت عرضی y و سرعت در جهت x ، $u = u_0$ و مقدار آن ثابت است. توجه شود که بر اساس فرض انجام شده و شرایط مرزی لازم است لایه آب خالص در بالای لایه مخلوط آب و هوا قرار گرفته باشد به عبارت دیگر معادله فوق مادامیکه لایه‌های تحتانی و فوقانی آب و هوا به یکدیگر نرسیده‌اند معتبر می‌باشد. تابع erf به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\operatorname{erf}(u) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} * \int_0^u \exp(-t^2) * dt \quad (36-2)$$

در شکل ۹-۲ نتایج داده‌های آزمایشگاهی (Chanson 1988) با تابع شماره (۳۵-۲) نشان داده شده است. توجه شود که مقدار D_t در هر مقطع ثابت و به صورتی تعریف شده است که داده‌های آزمایشگاهی با معادله (۳۵-۲) بهترین تطابق را داشته باشد.



شکل ۹-۲ مقایسه داده‌های آزمایشگاهی (Chanson 1988) با تابع شماره (۳۵-۲)

Chanson پس از تعیین مقادیر D_t در هر آزمایش و در هر مقطع تلاش نمود تا یک تابع تجربی

برای پارامتر D_t در طول جت ارائه کند. تابع پیشنهادی او به شکل زیر است (Chanson 1996):

$$D_t = \frac{1}{2} * \frac{u_0 * x}{1.2817} * (\tan \Psi)^2 \quad (37-2)$$

که در آن Ψ زاویه بازشدگی جت بین خطوط $C=10\%$, $C=90\%$ و u_0 سرعت جریان در

انتهای رمپ بر حسب متر در ثانیه می‌باشد. برای تعیین مقدار Ψ رابطه تجربی زیر برای جت‌های دوبعدی ارائه شد:

$$\Psi = 0.698 * u_0^{0.63} \quad (38-2)$$

و برای جت‌های دایره‌ای شکل:

$$\Psi = 0.02884 * u_0 \quad (39-2)$$

که Ψ بر حسب درجه می‌باشد.

۴-۲ توزیع غلظت در لایه آب و هوا در جت‌های دایره‌ای شکل (Chanson 1996)

مشابه روابط تحلیلی که برای توزیع غلظت در لایه تحتانی آب و هوا برای جت‌های هواده در

بخش قبل ارائه شد برای یک جت آب دایره‌ای شکل به داخل اتمسفر نیز می‌توان روابط مشابه تحلیلی بدست آورد. با توجه به توضیحات مشابه بخش قبل این روابط به شرح زیر می‌باشد (جلیلی ۱۳۸۲):

معادله پیوستگی هوا برای جت آب دایره‌ای شکل به داخل اتمسفر را می‌توان به صورت زیر

نوشت (Chanson 1996):

$$\frac{\partial}{\partial x} (C * u_x) = \frac{1}{r} * \frac{\partial}{\partial r} \left(D_r * r * \frac{\partial C}{\partial r} \right) \quad (40-2)$$

در این رابطه r جهت مختصات شعاعی، D_r ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای (Eddy diffusivity)

در جهت شعاعی، C غلظت حجمی هوا و U_x سرعت جریان در جهت x می‌باشد. در این معادله نیز جریان دائم و

تراکم‌ناپذیر و D_r ثابت فرض شده است. برای یک حجم کنترل کوچک در مختصات شعاعی معادله فوق به صورت

زیر ساده می‌شود:

$$\frac{u_x}{D_r} * \frac{\partial C}{\partial x} + \frac{C}{D_r} * \frac{\partial u_x}{\partial x} = \frac{1}{r} * \frac{\partial}{\partial r} \left(r * \frac{\partial C}{\partial r} \right) \quad (41-2)$$

با جدا کردن متغیرها غلظت هوا برابر می شود با:

$$C = u * \exp\left(-\frac{D_t}{u_x} * \alpha_n^2 * x\right) \quad (42-2)$$

که حل معادله پیوستگی است با فرض اینکه u فقط تابعی از r فرض شود رابطه فوق معادله

بسل مرتبه صفر را در شکل زیر ارضاء می کند

$$\frac{d^2 u}{dr^2} + \frac{1}{r} * \frac{du}{dr} + \alpha_n^2 * u = 0 \quad (43-2)$$

اگر ترم پخش D_t را مقدار میانگینی از D_r و گرادیان سرعت در جهت طول (ترم سمت چپ

معادله (41-2) تعریف کنیم خواهیم داشت:

$$D_t = D_r * \left(1 + \frac{1}{\alpha_n^2 * D_r} * \frac{\partial u_x}{\partial x}\right) \quad (44-2)$$

در فاصله دور از مبداء جت ($x \gg 0$) ترم $\left(\frac{\partial u_x}{\partial x}\right)$ قابل صرفنظر بوده و $D_t = D_r$ خواهد شد.

در جهت طولی D_t ثابت و مستقل از موقعیت مختصاتی r فرض می شود. شرایط مرزی به شکل زیر

می باشد:

$$+ C = 0.9 \text{ for } r = r_{90} \text{ and } x > 0 \quad (45-2)$$

$$+ C = 0 \text{ for } x < 0 \quad (46-2)$$

حال یک حل تحلیلی می تواند با فرض توزیع سرعت یکنواخت $u_x = u_0$ بدست آید. حل معادله

(42-2) یک سری از تابع بسل به صورت زیر خواهد بود:

$$C = 0.9 - \frac{1.8}{r_{90}} * \sum_{n=1}^{+\infty} \frac{J_0(r * \alpha_n)}{\alpha_n * J_1(r_{90} * \alpha_n)} * \exp\left(-\frac{D_t}{u_0} * \alpha_n^2 * x\right) \quad (47-2)$$

که α_n ریشه مثبت $J_0(r_{90} * \alpha_n) = 0$ و دیگر توابع به شرح زیر می باشند:

$$J_0(u) = 1 - \frac{u^2}{2^2} + \frac{u^4}{2^2 * 4^2} - \frac{u^6}{2^2 * 4^2 * 6^2} + \dots \quad (48-2)$$

$$J_1(u) = \frac{u}{2} - \frac{u^3}{2^2 * 4} + \frac{u^5}{2^2 * 4^2 * 6} - \frac{u^7}{2^2 * 4^2 * 6^2 * 8} + \dots \quad (49-2)$$

معادله (۲-۴۷) به صورت عددی توسط (Carslaw and Jaeger (1959) برای مقادیر مختلف

بدون بعد ترم پخش (دیفیوزیوییتی) زیر حل شد:

$$D'' = \frac{D_t * x}{u_0 * r_{90}^2} \quad (50-2)$$

توجه شود که معادله (۲-۴۱) برای فواصل دور از مبداء جت صادق می‌باشد. نتایج تحلیلهای

انجام شده برای آزمایشهای مختلف شامل جتهای دوبعدی و جتهای دایره‌ای و مقادیر D_t در جدول

۲-۳ نشان داده شده‌است.

جدول ۲-۳ داده‌های آزمایشگاهی مختلف و مقادیر D_t برای جت‌های آب آشفته (Chanson 1996)

Ref.	Run	V_0 m/s	d_0 m	Ψ degrees	D_t m^2/s	Remarks
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
TWO-DIMENSIONAL FREE SHEAR LAYERS						
CHANSON (1988)	860-1	10.71	0.0198	3.71	1.41E-3	Aerator model (W = 0.25 m).
	860-2	10.71	0.0198	3.89	1.55E-3	
CHANSON (1988)	870-1	10.65	0.0324	3.05	2.17E-3	Aerator model (W = 0.25 m).
	870-2	10.65	0.0324	2.47	1.42E-3	
	871-1	9.54	0.0318	2.89	1.50E-3	
	871-2	9.54	0.0318	2.40	1.04E-3	
	872-1	12.01	0.0330	3.24	2.81E-3	
	872-2	12.01	0.0330	2.53	1.71E-3	
	873-1	8.72	0.0313	2.31	7.29E-4	
	873-2	8.72	-0.0313	2.42	8.04E-4	
	874-1	7.00	0.0300	2.03	4.52E-4	
	874-2	7.00	0.0300	1.96	4.21E-4	
	1050	7.56	0.0352	2.32	7.56E-4	
1051	10.56	0.0345	3.28	1.70E-3		
CHANSON (1988)	880-1	6.21	0.0691	1.90	3.58E-4	Aerator model (W = 0.25 m).
	880-2	6.21	0.0691	1.84	3.36E-4	
LOW (1986)	A7	4.61	0.0465	1.95	5.58E-4	Aerator model (W = 0.25 m).
	A8	5.19	0.0474	1.80	4.86E-4	
	A9	5.71	0.0529	2.60	9.99E-4	
	A10	6.64	0.0567	3.77	2.93E-3	
	A11	8.36	0.0559	2.89	1.63E-3	
SHI et al. (1983)	Fig. 5	10.73	0.0608	4.98	1.00E-5	Aerator model.
CIRCULAR JETS						
HERAUD (1966)	H11SM	11.60	0.0330	0.36	2.72E-5	Smooth pipe and smooth injector.
	H36SM	36.50	0.0330	1.02	3.52E-4	
HERAUD (1966)	H11RO	11.60	0.0330	0.39	3.42E-5	Rough pipe and smooth injector.
	H36RO	36.50	0.0330	1.20	4.53E-4	
RUFF et al. (1989)	R19FD	38.46	0.0191	4.71	6.44E-3	Fully-developed inflow.
	R95FD	56.39	0.0095	3.99	7.09E-3	
RUFF et al. (1989)	R95UN	56.39	0.0095	1.64	1.10E-3	Uniform inflow.
TSENG et al. (1992)	T95FD	49.10	0.0095	5.10	3.79E-3	Fully-developed inflow ^(a) .
TSENG et al. (1992)	T95UN	49.10	0.0095	1.30	4.79E-4	Uniform inflow ^(a) .

۵-۲ بحث در مورد روابط ارائه شده برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی جت هواده

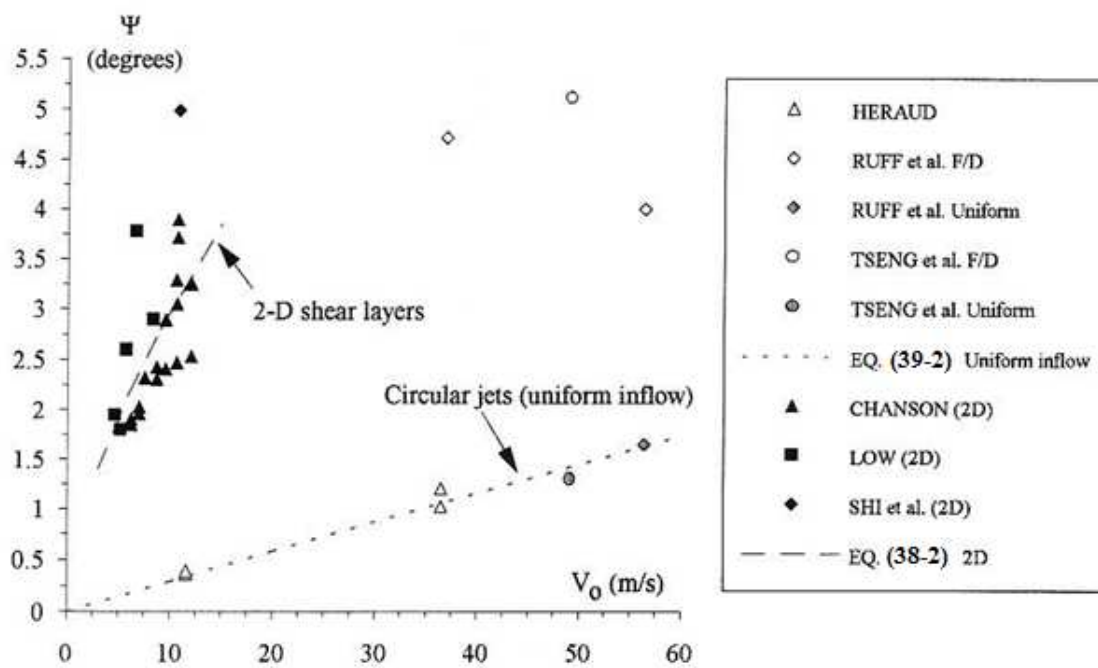
(جلیلی ۱۳۸۲)

در بخش ۲-۳-۱ ملاحظه شد که معادله تجربی گوس (معادله (۲-۲۸)) تطابق خوبی با نتایج اندازه‌گیریها دارد، معادله (۲-۳۵) بر اساس حل تحلیلی بدست آمده است اما می‌بایست دقت شود که در این معادله مقدار D_t در ضخامت لایه ثابت فرض شده و همچنین مقدار آن در طول جت مجهول و متغیر است. Chanson با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی ابتدا مقدار D_t را برای هر آزمایش بدست آورده و سپس یک رابطه تجربی برای تغییرات D_t در طول سرریز ارائه کرده است. همچنین می‌بایست اشاره

گردد که در بدست آوردن رابطه تحلیلی (معادله ۲-۳۵) از فرضیاتی چون ثابت بودن دانسیته مخلوط در طول جت و صفر در نظر گرفتن سرعت عمودی استفاده شده است. مشکل دیگر در معادله (۲-۳۵) احتیاج به داشتن مقدار Ψ (زاویه بازشدگی جت) می باشد که این پارامتر نیز مجهول است. البته Chanson سعی کرده است تا مقدار Ψ را با سرعت جت مرتبط سازد (معادله ۲-۳۸). در شکل ۲-۱۰ مقایسه نتایج آزمایشگاهی با تابع تجربی (۲-۳۸) و (۲-۳۹) نشان داده شده است. به صورتیکه در این شکل ملاحظه می گردد خطای رابطه ارائه شده حداقل برای جت هواده زیاد است.

به دنبال این مشکلات ملاحظه می گردد که تعیین یک رابطه تحلیلی برای تعیین D_y (و یا

D_t) در طول جت لازم می باشد.



شکل ۲-۱۰ مقایسه داده های آزمایشگاهی با توابع (۲-۳۸) و (۲-۳۹) (Chanson 1996)

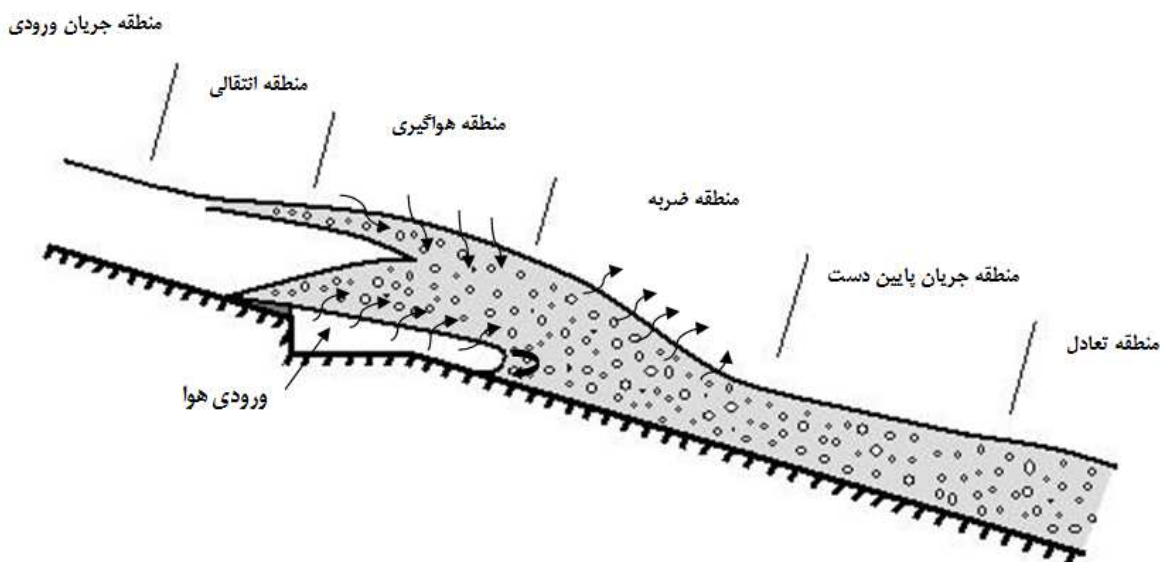
فصل سوم

ارائه رابطه تجربی برای توزیع غلظت

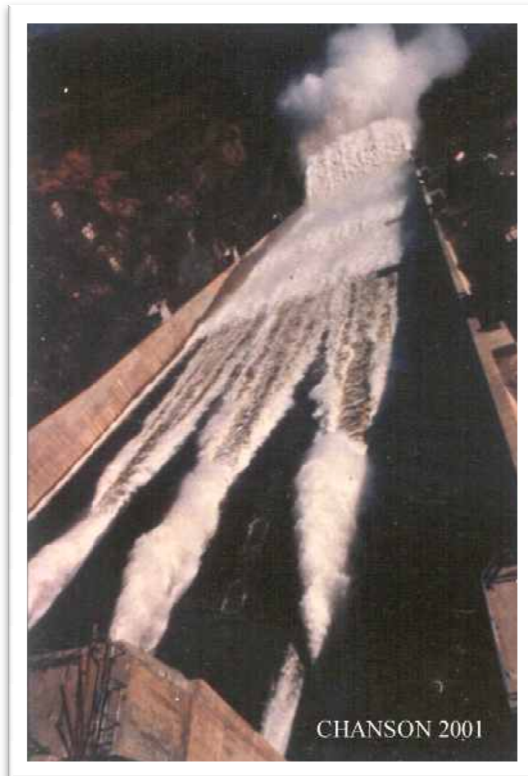
هوا در لایه تحتانی جت هواده

هواده‌ها برای وارد کردن هوا به جریانی که احتمال وقوع حفره‌زائی در آن محتمل است ، طراحی می‌شوند. جریان آب در هنگام عبور از انتهای رمپ هواده به علت جدا شدن از کف سرریز به صورت جت در می‌آید. با ورود هوا به داخل جت جریان ، ضخامت جت در طول مسیر افزایش می‌یابد. همچنین در طول مسیر، لایه‌های هوادار شده از طرفین جت به طرف هسته آن رشد می‌کنند و این موضوع سبب می‌شود که ضخامت هسته مرکزی جت که بدون هوا می‌باشد بتدریج در طول مسیر کاهش یابد (شکل ۱-۳). وقتی که لایه‌های آب و هوا به اندازه‌ای رشد کنند که از طرفین جت به یکدیگر برسند ، ضخامت هسته مرکزی صفر شده و عملاً هوای ورودی تا هسته مرکزی جت نفوذ خواهد کرد و جت گسیخته خواهد شد (برای مثال شکل ۲-۳).

مکانیزم هواگیری جت در فصل اول به تفصیل ارائه شد ، در این فصل توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده مورد بررسی قرار می‌گیرد.



شکل ۱-۳ (تکراری) نواحی جریان روی یک هواده



شکل ۲-۳ سرریز سد Foz do Areia در حال بهره برداری و کارکرد هواده‌ها

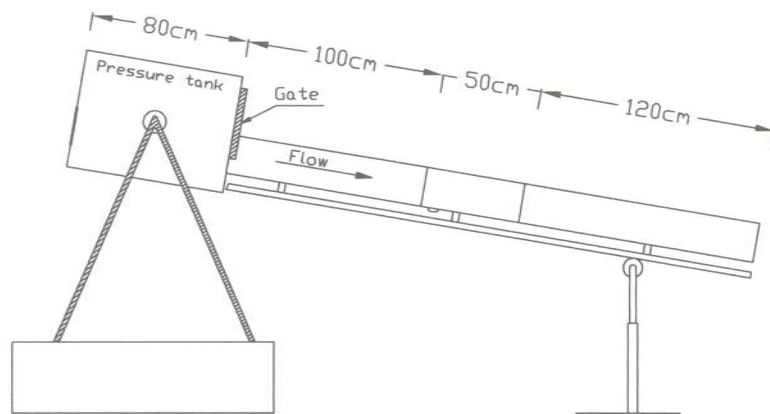
۲-۳ بررسی آزمایشگاهی جریان جت بر روی هواده

در این فصل به منظور شناخت بهتر از مکانیزم و عوامل مؤثر بر رشد لایه آب و هوا در طول جت ، آزمایشهایی که محققین مختلف بر روی مدل‌های فیزیکی انجام داده‌اند ارائه خواهد شد. مشخصات دستگاه آزمایش‌ها و شرح وسایل اندازه‌گیری به صورت مختصر معرفی می‌شود.

۱-۲-۳ آزمایش‌های جلیلی (جلیلی ۱۳۸۲)

در شکل ۳-۳ نمای جانبی فلوم مورد استفاده در آزمایش نشان داده شده است. مطابق این شکل، آزمایشها در فلومی به عرض ۲۰ سانتیمتر، شیب ۱۴/۵ درجه و طول ۲۷۰ سانتیمتر انجام شد. در ابتدای فلوم، یک مخزن تحت فشار به ابعاد ۵۰×۵۰×۸۰ سانتیمتر، جهت تأمین هد آب مورد نیاز قرار داده شده بود که آب را از زیر یک دریچه کشویی متحرک به داخل فلوم هدایت می‌کرد. دیوارهای مخزن به صورت منحنی‌های تبدیلی (Transition) طراحی شده بود به گونه‌ای که خطوط جریان را بصورت منظم به زیر دریچه هدایت کند. علاوه بر این جهت کنترل نوسانات و به حداقل رساندن آنها،

گزینه‌های مختلفی از جمله استفاده از صفحه‌های فولادی مشبک و قرار دادن بلوک‌های مشبک آجری در مخزن آزمایش شده بود. پس از آزمایش‌های بیشتر نهایتاً بهترین گزینه، استفاده از توری سیمی در داخل مخزن بود که کمترین نوسان را بوجود می‌آورد.



شکل ۳-۳ مشخصات فلوم آزمایشگاهی



شکل ۴-۳ فلوم آزمایشگاهی

فلوم از سه قسمت تشکیل شده و دیوارها و کف فلوم مورد استفاده از جنس پرسپکس ساخته شد (شکل ۴-۳). قسمت اول از ابتدای دریچه مخزن شروع شده و طول آن ۱۰۰ سانتیمتر بود. این

قطعه برای آرام کردن جریان پس از ورود به داخل فلوم است. در طول این قسمت لایه مرزی آشفته، فرصت کافی برای توسعه دارد. بنابراین پس از این قسمت، یک جریان توسعه یافته آشفته تشکیل می‌شود. با استفاده از روابط موجود، ضخامت لایه مرزی محاسبه و کافی بودن طول ۱۰۰ سانتی‌متر برای توسعه کامل جریان مورد تأیید قرار گرفت. طول قطعه میانی ۵۰ سانتی‌متر بوده که شامل سازه هواده می‌باشد. طول قطعه سوم ۱۲۰ سانتی‌متر بود که در این فاصله در تمامی شرایط آزمایش، بیشترین مقدار هوای داخل شده به آب از طریق هواده، از سطح آب خارج می‌شد. این قسمت، ناحیه هوازدایی را تشکیل می‌داد.

۱-۱-۲-۳ اندازه‌گیری دبی آب

در کلیه آزمایشها برای اندازه‌گیری دبی آب از یک سرریز لبه تیز مثلثی با زاویه رأس ۹۰ درجه استفاده شد. قرائت هد روی سرریز با استفاده از یک لیمینیمتر با دقت یک میلی‌متر انجام شد. جریان قبل از رسیدن بر روی سرریز مثلثی توسط صفحات مشبک آرام می‌شد تا در روی سرریز حداقل نوسان را داشته باشد.

۲-۱-۲-۳ اندازه‌گیری سرعت آب

برای اندازه‌گیری سرعت آب از یک لوله پیتو استاندارد استفاده گردید. لوله پیتو دارای دو روزنه یکی در جلو و دیگری در بدنه خود می‌باشد. روزنه جلو، هد $\left(\frac{v^2}{2g} + \frac{p}{\gamma}\right)$ و روزنه کناری فشار را اندازه‌گیری می‌کند. اختلاف فشار اندازه‌گیری شده بین این دو روزنه ارتفاع نظیر سرعت را در نقطه اندازه‌گیری بدست می‌دهد. دو شیلنگ اندازه‌گیری مربوط به لوله پیتو، بر روی یک مانومتر ثابت با ارتفاع ۲ متر نصب شده بود.

۳-۱-۲-۳ اندازه‌گیری دبی هوا

برای اندازه‌گیری دبی هوا از یک روتامتر با ظرفیت حداکثر ۴۰ لیتر در دقیقه استفاده شد.

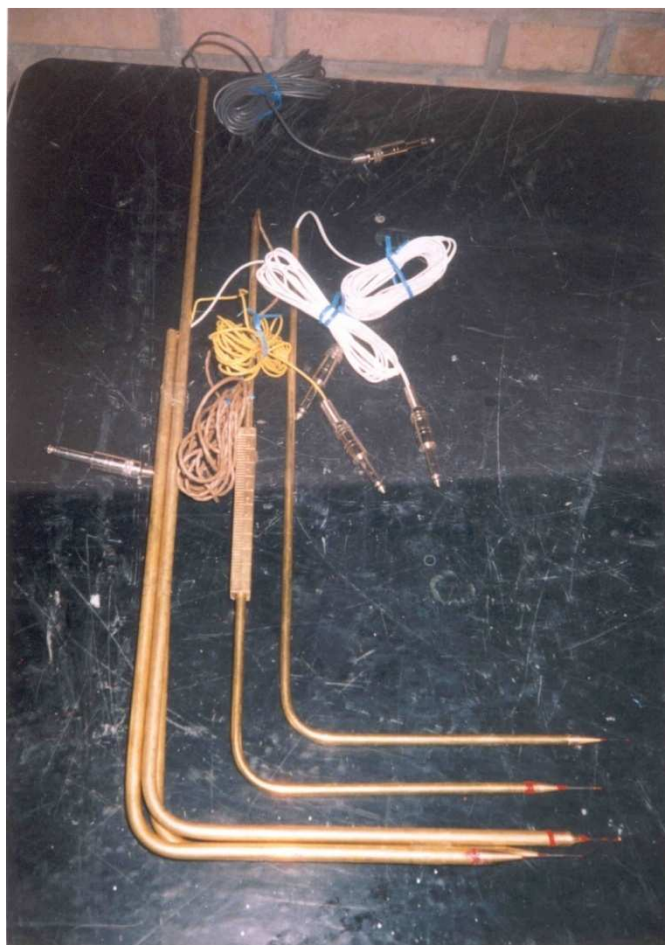
روتامتر در مسیر ارتباطی پمپ هوا و شیار هوادهی فلوم قرار داشت . دقت روتامتر ± 2 درصد مقدار دبی حداکثر آن (۱۸۰۰ لیتر در ساعت) می باشد.

۴-۱-۲-۳ اندازه گیری فشار زیر جت

مقدار فشار منفی موجود در زیر جت جریان معمولاً در شرایط آزمایشگاهی ، بسیار کم بوده و جهت اندازه گیری آن می بایست از وسایل حساس ودقیق استفاده شود . در آزمایشهای موجود برای اندازه گیری فشار (زیر فشار) از والن استفاده شد همچنین توسط یک مانومتر کج مقادیر اندازه گیری شده توسط والن کنترل می شد.

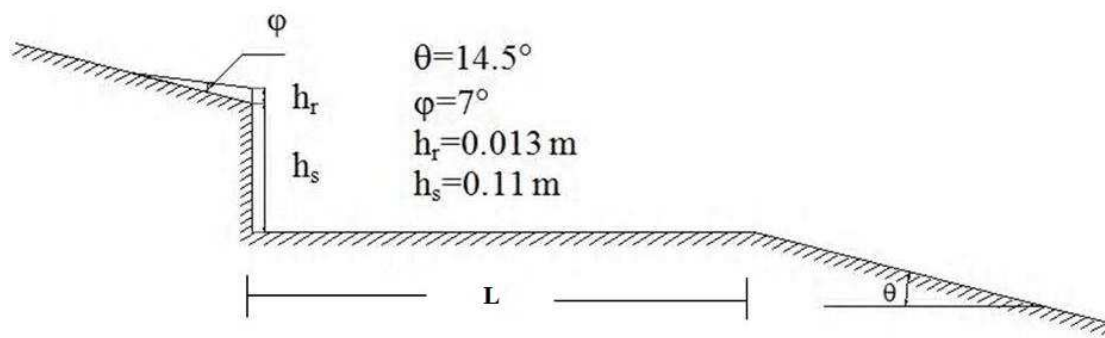
۵-۱-۲-۳ اندازه گیری غلظت ، تعداد حبابها و سرعت جریان در مخلوط آب و هوا

جهت اندازه گیری غلظت و سرعت جریان در مخلوط آب و هوا و همچنین تعیین توزیع قطر حبابها از پروب الکتریکی سوزنی استفاده شده است (شکل ۳-۵). پروب الکتریکی مذکور بر اساس اختلاف هدایت الکتریکی دو فاز کار می کند مثلاً در مورد آب و هوا هدایت الکتریکی آب هزار بار بیشتر از هوا است. این پروب مثل یک سوئیچ الکتریکی عمل کرده و هنگامی که سر سوزن پروب در فازی قرار گرفته است که هدایت الکتریکی آن بالاست ، مدار بسته و جریان برقرار می باشد و هنگامیکه در فاز با هدایت کم الکتریکی قرار می گیرد مدار قطع می شود . به این ترتیب پروب ، گذر فازهای مختلف را ردیابی می کند و از تفسیر علائم الکتریکی مخابره شده توسط آن می توان اطلاعات لازم را در مورد جریان دو فاز بدست آورد. پروبهای الکتریکی استفاده شده توسط محققین طراحی و ساخته شد (Jalili and Zarrati 2004).



شکل ۳-۵ پروب الکتریکی

به منظور انجام مطالعات، آزمایشهایی بر روی مدل فیزیکی انجام و در این آزمایشها توزیع غلظت هوا در مقاطع مختلف طول جت و همچنین دبی هوای ورودی به داکت هواده اندازه گیری شد. مشخصات سازه هواده در شکل ۳-۶ آورده شده است. محل اندازه گیری سرعت و عمق جریان به فاصله ۶ سانتیمتر از بالادست رمپ بودند. مشخصات آزمایشهای انجام شده درجدول ۳-۱ نشان داده شده است.



شکل ۳-۶ مشخصات سازه هواده در پژوهش جلیلی

جدول ۳-۱ مشخصات آزمایشهای انجام شده

طول جت (میلیمتر)	سرعت متوسط جریان در بالادست رمپ (متر در ثانیه)	عمق جریان در بالادست رمپ (میلیمتر)	دبی هوای ورودی به زیر جت (لیتر در ثانیه)	دبی آب (لیتر در ثانیه)	کد آزمایش
۳۱۰	۳/۹۴	۳۵/۵	۱/۸۱	۲۸	A001
۶۰۰	۴/۶۳	۴۲/۰	۴/۰۸	۳۸/۵	A002
۵۶۷	۴/۰۴	۳۲/۰	۲/۳۷	۲۵/۸	A003
۵۱۰	۴/۱۳	۲۶/۰	۲/۱۸	۲۱/۵	A004

۳-۲-۲ آزمایشهای Chanson

Chanson در سال ۱۹۸۸ آزمایشاتی را روی مدلی با مقیاس ۱:۱۵ از سرریز Clyde با شیب $\alpha = 52/33^\circ$ اجرا کرد که مدل مورد استفاده در شکل ۳-۷ نشان داده شده است. اعداد فرود مدل در دامنه ۳ تا ۲۵ برای سرعتهای متوسط اولیه از ۳ تا 14 m/s بود. با قرار دادن دریچه‌ای در قسمت ورودی فلوم، عمق اولیه جریان از ۲۰ تا 120 mm تنظیم می‌شد. ترکیب اولیه هواده شامل یک رمپ با زاویه $5/7$ درجه (ارتفاع 30 mm و طول 300 mm) و یک پله به ارتفاع 30 mm بود. این هندسه که در شکل ۳-۸ نشان داده شده است مشابه آنی است که Low در سال ۱۹۸۶ استفاده کرده بود

(Low 1986). ترکیب دوم بدون رمپ بوده و شامل یک پله به ارتفاع 30 mm که توسط Tan در سال ۱۹۸۴ استفاده شده بود (Tan 1984). Chanson آزمایش‌های مربوط به مقدار هوای ورودی (Air demand) را برای هر دو هندسه هواده اجرا کرد. اما اندازه‌گیری‌های غلظت هوا و سرعت برای شکل بدون رمپ انجام شد. در برخی موارد دو بادبزن در ورودی‌های تأمین هوا نصب شده بود تا فشار زیر تیغه را به اندازه فشار اتمسفر افزایش دهد.



شکل ۳-۷ هواده سرریز سد Clyde با مقیاس ۱:۱۵

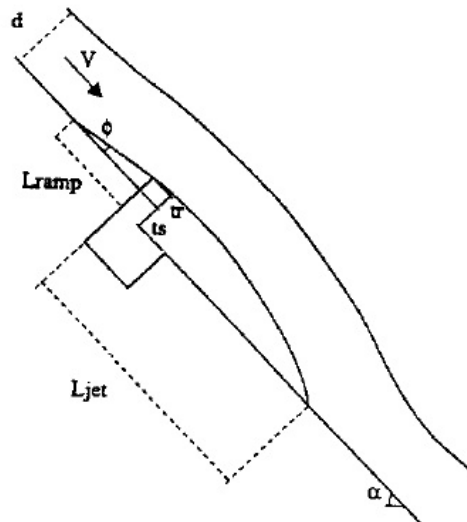
عرض کانال (w) مدل برابر 0.25 متر بود. عمق اولیه (d_0) در جریان ورودی برابر عمق مشخصه (معادله ۳-۱) که در 2.03 میلیمتر از پایین‌دست دریچه اندازه‌گیری می‌شد.

$$d = \int_0^{Y_{90}} (1 - C) * dy \quad (1-3)$$

سیستم تأمین هوا شامل سه لوله دایروی بود: یک ورودی بزرگ (قطر 140 mm) با دهانه گشاد به همراه یک شیر پروانه‌ای و دو ورودی جانبی (قطر 80 mm) که در مقابل یکدیگر نصب شده بودند و هوا توسط یک هواکش با قدرت متغیر تأمین شده بود.

سرعت در خروجی بادبزن بطور غیریکنواختی در مقطع عرضی توزیع یافته و یک توری با بافت

ریز ($1 \times 1 m^2$) بلافاصله در پایین دست بادبزن برای اصلاح توزیع جریان نصب شده بود. توری که بطور یکنواخت پخش شده بود ، باعث دستیابی به یک توزیع سرعت یکنواخت در نقطه اندازه گیری می شد. محل اندازه گیری ۱ متر پایین دست توری قرار داشت (Chanson 1990).



شکل ۳-۸ مشخصات سازه هواده در مطالعه Chanson (1990)

دبی هوا توسط اندازه گیری سرعت هوای داکت ها در این نقطه بدست می آید. سرعت توسط اندازه گیری اختلاف فشار با استفاده از یک لوله پیتو در مرکز هر کانال محاسبه می شد. فرض شده بود که لایه مرزی در دیواره های کانال در این حالت قابل نظر کردن است. چنین سیستم انعطاف پذیری یک دامنه وسیعی از دبی هوا و زیر فشار حفره را فراهم می کرد.

۱-۲-۲-۳ اندازه گیری فشار زیر تیغه

اندازه گیری های فشار زیر جت آب توسط یک میکرو مانومتر حساس انجام می شد. فشار در حفره در لبه هواده اندازه گیری و نقطه فشار در ارتفاع پله ، در طرف بالادست شیار قرار داده شده بود. از یک نقطه مشترک برای تمامی آزمایشهای انجام شده ، استفاده می شد. اندازه گیری توزیع فشار زیر جت توسط لوله های پیزومتر قرار گرفته در محور طولی کانال انجام می شد (Chanson 1988).

۲-۲-۳ اندازه‌گیری غلظت هوا

Chanson با استفاده از یک پروب الکتریکی غلظت هوا را اندازه‌گیری کرد. اصول کلی اندازه‌گیری بر اساس اختلاف مقاومت الکتریکی بین هوا و آب است. مقاومت آب هزار برابر کمتر از مقاومت حبابهای هواست. بنابراین زمانیکه یک پروب که توسط دو هادی با اختلاف پتانسیلی بین آنها و فاصله کوچکی که آنها را از هم مجزا کرده ، ساخته شده باشد و در مخلوط آب و هوای جاری قرار گیرد ، عبور هر حباب هوا فوراً مقاومت در عرض پروب را افزایش داده و اختلاف ولتاژ در عرض پروب را کاهش خواهد داد. توسط اختلاط سیگنال نتایج در یک دوره زمانی ، احتمال برخورد با هوا را می‌توان محاسبه کرد. محققین مختلفی ((Cain (1978) و Wood (1985) نشان دادند که سرعت هوا با سرعت آب در $C < 90\%$ قابل مقایسه است. بنابراین با تحلیل سیگنال خروجی می‌توان اندازه‌گیری غلظت هوا را انجام داد (Chanson 1988).

۳-۲-۳ اندازه‌گیری سرعت (Chanson 1988)

در آب زلال اندازه‌گیری‌های سرعت از اختلاف فشار اندازه‌گیری شده توسط یک راکتور تنظیم پذیر فشار در عرض یک لوله پیتو بدست می‌آید. مقدار شدت آشفتگی را می‌توان از اندازه‌گیری نوسانات مؤلفه طولی سرعت ، معروف به u' ، نتیجه گرفت. این نوع اندازه‌گیری در مخلوط آب و هوایی که حبابها می‌تواند در لوله‌ها گیر بیافتد ، امکان پذیر نیست و منجر به قرائت‌های نادرست می‌شود. اندازه‌گیری‌های سرعت با یک پروب دو سوزنه سرعت که توسط Chanson ساخته شده بود و یک روش بر اساس تکنیک همبستگی ضربدری (Cross Correlation) بین دو رسانا که در جهت جریان قرار گرفته‌اند ، بدست آورده شده بود. مشخصات تعدادی از آزمایشهای انجام شده توسط Chanson در جدول شماره جدول ۲-۳ نشان داده شده است.

جدول ۲-۳ مشخصات برخی از آزمایشهای انجام شده توسط Chanson (1988)

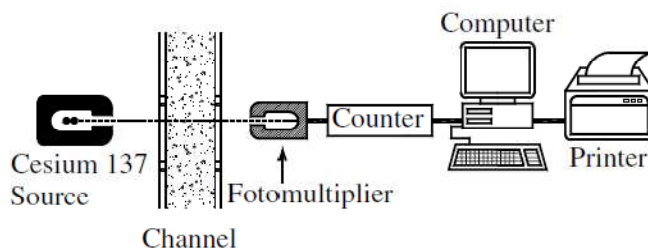
شماره آزمایش	Q_w (m ³ /s)	W (m)	d_0 (m)	H_{gate} (m)	V_{ref} (m/s)	Q_{air}^{inlet} (m ³ /s)	ΔP (Pa)	L_{jet} (m)	L_R (m)	Fr	β^{inlet}	P_N
۸۷۰-۱	۰/۰۸۶۳	۰/۲۵۰	۰/۰۳۵۰	۰/۰۵۰	۹/۸۶۱	۰/۰۵۱۶	۴/۱۱۰۸	۱/۰۳۰۹	۰/۱۵۶۷	۱۶/۸۳۶۸	۰/۵۹۸۷	۰/۰۱۲۰
۸۷۰-۲	۰/۰۸۶۳	۰/۲۵۰	۰/۰۳۵۰	۰/۰۵۰	۹/۸۶۱	۰/۰۰۰۰	۳۹۶/۴۰۰	۰/۵۹۹۳	۰/۲۴۳۰	۱۶/۸۳۶۸	۰/۰۰۰۰	۱/۱۵۷۶
۸۷۱-۱	۰/۰۷۵۹	۰/۲۵۰	۰/۰۳۴۸	۰/۰۵۰	۸/۷۲۴	۰/۰۳۷۱	۳/۰۳۴۲	۰/۹۲۸۸	۰/۱۴۷۹	۱۴/۹۳۵۵	۰/۴۸۸۸	۰/۰۰۸۹
۸۷۱-۲	۰/۰۷۵۹	۰/۲۵۰	۰/۰۳۴۸	۰/۰۵۰	۸/۷۲۴	۰/۰۰۰۰	۳۱۰/۲۶۸	۰/۵۸۰۳	۰/۲۱۴۳	۱۴/۹۳۵۵	۰/۰۰۰۰	۰/۹۱۱۱
۸۷۲-۱	۰/۰۹۹۰	۰/۲۵۰	۰/۰۳۵۱	۰/۰۵۰	۱۱/۲۸۰	۰/۰۶۳۴	۶/۸۰۲۴	۱/۱۵۸۴	۰/۱۶۷۴	۱۹/۲۲۴۱	۰/۶۴۰۴	۰/۰۱۹۸
۸۷۲-۲	۰/۰۹۹۰	۰/۲۵۰	۰/۰۳۵۱	۰/۰۵۰	۱۱/۲۸۰	۰/۰۰۰۰	۵۶۱/۸۱۱	۰/۶۰۱۶	۰/۲۹۱۸	۱۹/۲۲۴۱	۰/۰۰۰۰	۱/۶۳۴۷
۸۷۳-۱	۰/۰۶۸۳	۰/۲۵۰	۰/۰۳۴۶	۰/۰۵۰	۷/۸۹۲	۰/۰۳۵۳	۱/۷۶۱۸	۰/۸۵۴۶	۰/۱۴۱۰	۱۳/۵۵۰۳	۰/۵۱۷۴	۰/۰۰۵۲
۸۷۳-۲	۰/۰۶۸۳	۰/۲۵۰	۰/۰۳۴۶	۰/۰۵۰	۷/۸۹۲	۰/۰۰۰۰	۲۳۳/۴۳۵	۰/۵۷۶۳	۰/۱۹۰۲	۱۳/۵۵۰۳	۰/۰۰۰۰	۰/۶۸۹۳

Q_w دبی آب ، W عرض کانال ، d_0 عمق جریان در بالادست رمپ ، H_{gate} ارتفاع بازشدگی دریچه ، V_{ref} سرعت جریان در بالادست رمپ ، Q_{air}^{inlet} دبی هوای ورودی به زیر جت ، ΔP اختلاف فشار زیر جت آب ، L_{jet} طول جت ، L_R طول چرخش و بازگشت آب به زیر جت $P_N = \Delta P / \rho_w \cdot g \cdot d_0$ ، $\beta^{inlet} = Q_{air}^{inlet} / Q_w$ ، (Roller Length) عدد فرود ، Fr

۳-۲-۳ آزمایشهای Lima و Schulz (Lima et al. 2008)

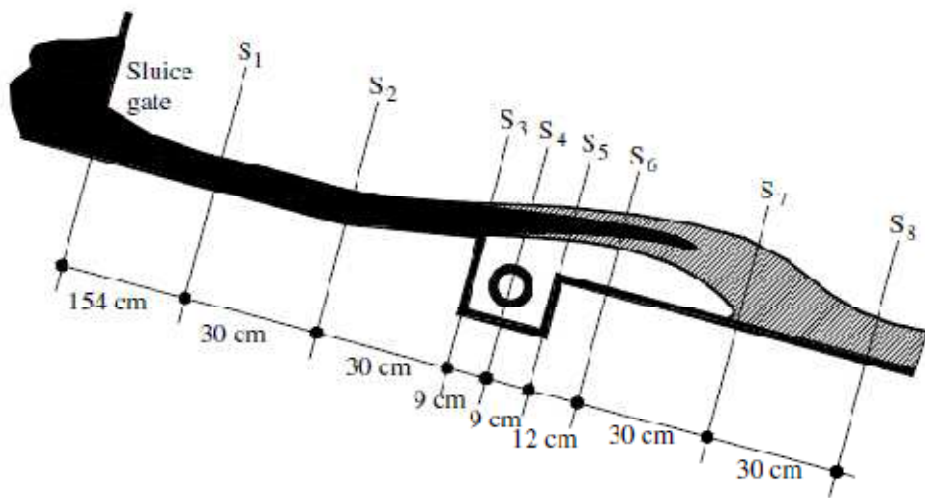
آزمایشها در یک سرریز تندآب با طول مفید ۵ متر، با مقطع عرضی مستطیلی به پهنای ۲ و ارتفاع ۵ متر انجام شد. شیب تندآب ۱۴/۵ درجه بود. هواده تندآب مرکب از یک رمپ به طول ۰/۲۳ متر ، ارتفاع ۰/۰۴ متر عمود بر کف و زاویه ۱۰ درجه نسبت به سطح شوت بود. حفره زیر جت دارای عمق ۰/۱۲ متر و طول ۰/۱۸ متر و دبی هوا توسط یک نازل دهن گشاد در ورودی لوله تأمین هوا با قطر داخلی ۰/۰۷۱۷ متر اندازه‌گیری می‌شد. درجه‌بندی نازل براساس سرعت‌های هوای بدست آمده از اندازه‌گیری فشار بوده بصورتیکه فشار با یک میکرو مانومتر که یک طرف آن به اتمسفر باز می‌شود و طرف دیگرش به یک محل از پیش کالیبره شده در لوله محکم شده ، بدست می‌آمد.

اندازه‌گیری غلظت هوا توسط یک پروب سزیم ۱۳۷ انجام می‌شد (شکل ۳-۹). پرتو سزیم در عرض کانال تابیده شده و یک شمارنده باقی مانده پرتو افشانی را بعد از عبور از میان مخلوط آب و هوا ثبت می‌کند. حجم نمونه‌برداری به اندازه یک استوانه‌ای به شعاع 0.6 mm و یکسان با پهنای کانال بود. دقت جابجایی عمودی آن 0.5 mm بود. کالیبراسیون پروب در دو حالت انجام شد: (۱) زمانیکه کانال پر از آب بود و (۲) زمانیکه کانال خالی بود. غلظت‌ها از رابطه $C = (B\lambda\rho)^{-1} \ln(I_1/I_2)$ محاسبه شدند، که C غلظت هوا، B عرض کانال، λ و ρ به ترتیب ضریب میرایی و چگالی آب، و I_1 و I_2 باقیمانده پرتو افشانی برای یک کانال پر از آب و برای مخلوط آب و هواست. اطلاعات C و $\ln(I_1/I_2)$ همیشه یک روند خطی را بین آب و هوا تا بینهایت دنبال می‌کند. پروفیل های غلظت توسط قرارگیری تجهیزات در نقاطی در امتداد عمود بر یک مقطع عرضی اندازه‌گیری می‌شد.



شکل ۳-۹ اندازه‌گیری غلظت با استفاده از پروب سزیم ۱۳۷

دبی جریان با یک جریان سنج الکترومغناطیسی اندازه‌گیری و با یک سرریز مستطیلی که در خروجی جریان شوت قرار گرفته، کنترل می‌شد. شکل ۳-۱۰ یک طرح از شوت را نشان می‌دهد که مقاطع ۱، ۲ و ۳ برای ثبت سرعت جریان ورودی و عمق آب و مقاطع ۴ تا ۸ برای اندازه‌گیری غلظت هوا مورد استفاده قرار می‌گرفت.



شکل ۳-۱۰ (تکراری) مقاطع اندازه‌گیری برای مطالعه Lima et al.(2008)

جزئیات تجهیزات آزمایشگاهی توسط Lima داده شده است (Lima 2004). طول جت (L) از لبهٔ هواده تا نقطهٔ ضربه (محلی که بیشترین فشار اندازه‌گیری شده در امتداد کف کانال در ناحیه برخورد جت ثبت شده است)، محاسبه می‌شود (Rutschmann and Hager 1990). فاصلهٔ بین حس‌گرهای فشار ۰/۱ متر بود تا حداکثر فشار همیشه ثبت شود. جدول ۳-۳ شرایط آزمایشگاهی را برای ۱۴ آزمایش مختلف نشان می‌دهد. طول جت در آزمایش شماره ۲ موجود نیست زیرا طول جت از طول شوت بلندتر بوده است.

جدول ۳-۳ شرایط آزمایشگاهی برای مطالعه Lima et al.(2008)

شماره آزمایش	میزان بازشدگی دریاچه (cm)	عمق در S_2 (cm)	دبی آب $Q_w(l/s)$	سرعت در S_2 $V(m/s)$	عدد فرود در S_2	طول جت $L(m)$	دبی هوا $Q_a(l/s)$	دمای هوا (°C)	دمای آب (°C)
۱	۳	۳/۳۷	۴۵/۷۷	۶/۷۹	۱۱/۸۱	۲/۰۸	۲۳/۰۶	۲۷/۵	۲۴/۲
۲		۳/۵۱	۶۳/۹۳	۹/۱۱	۱۵/۵۲	ندارد	۲۷/۸۲	۲۶/۰	۲۵/۱
۳	۶	۵/۲۶	۴۷/۶۵	۴/۵۳	۶/۳۱	۱/۰۸	۱۲/۶۶	۲۴/۰	۲۲/۰
۴		۵/۵۰	۵۸/۸۵	۵/۳۵	۷/۲۸	۱/۳۸	۱۸/۳۷	۲۴/۷	۲۴/۰
۵		۵/۴۰	۶۴/۳۷	۵/۹۶	۸/۱۹	۱/۴۸	۲۰/۱۷	۲۵/۵	۲۴/۱
۶		۵/۸۵	۹۲/۰۵	۷/۸۷	۱۰/۳۹	۲/۲۸	۲۹/۴۹	۲۳/۰	۲۴/۱
۷	۹	۶/۰۰	۴۴/۴۴	۳/۷۰	۴/۸۲	۰/۷۸	۹/۹۲	۲۹/۰	۲۸/۰
۸		۷/۰۵	۶۴/۳۸	۴/۵۷	۵/۵۰	۰/۹۸	۱۴/۲۶	۲۸/۰	۲۲/۵
۹		۸/۳۱	۹۸/۲۰	۵/۹۱	۶/۵۵	۱/۴۸	۲۲/۹۲	۲۱/۴	۲۱/۰
۱۰		۸/۵۴	۱۱۹/۸۶	۷/۰۲	۷/۶۷	۲/۰۸	۳۱/۶۹	۲۹/۰	۲۲/۰
۱۱	۱۱	۶/۹۲	۴۶/۵۸	۳/۳۷	۴/۰۹	۰/۶۸	۱۱/۲۸	۲۳/۸	۲۱/۸
۱۲		۷/۹۴	۶۴/۳۸	۴/۰۵	۴/۵۹	۰/۸۸	۱۵/۵۲	۲۵/۸	۲۳/۰
۱۳		۹/۱۰	۹۴/۶۴	۵/۲۰	۵/۵۰	۱/۱۸	۲۰/۲۸	۲۵/۸	۲۲/۱
۱۴		۱۰/۱۶	۱۲۸/۷۶	۶/۳۴	۶/۳۵	۱/۵۸	۲۷/۴۵	۲۱/۴	۲۱/۰

۳-۳ مشخصات لایه‌های مخلوط آب و هوا در طول جت هواده

۳-۳-۱ تعریف مرزهای لایه آب و هوا

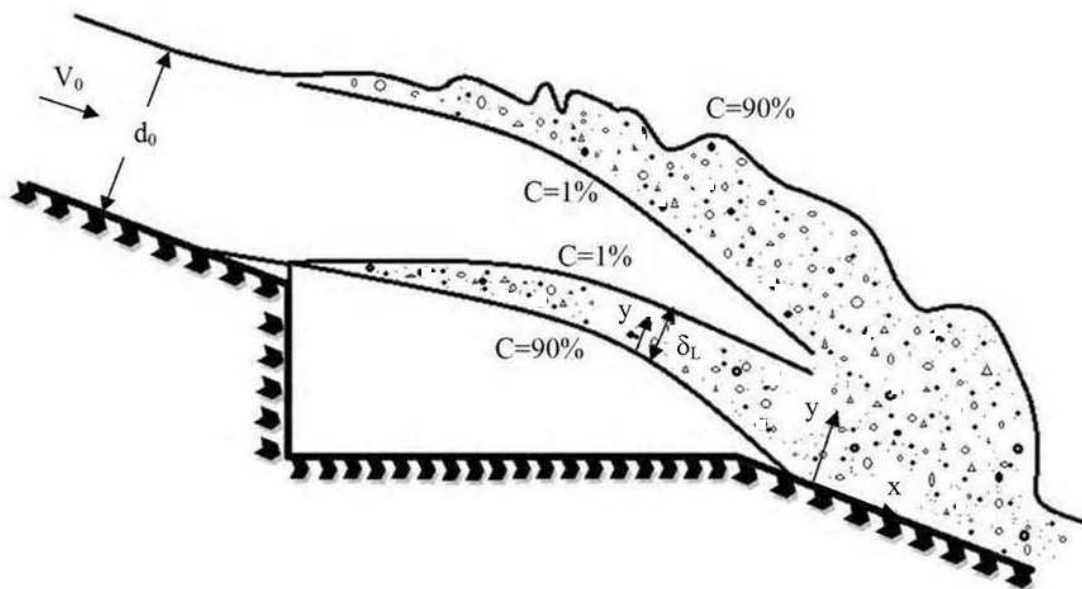
جهت بررسی و مطالعه لایه های آب و هوا ابتدا می بایست مشخصات مرزهای لایه آب و هوا تعریف شوند. اگر چه ممکن است ضخامت ایده آل لایه های آب و هوا بین خطوط با غلظتهای (۱۰۰٪ و $c=0$) تصور شود اما این تعریف برای معرفی ضخامت جت مناسب نیست.

Falvey (1990) موقعیت سطح آزاد آب، در یک کانال باز را در محلی که غلظت هوا برابر ۹۰ درصد است تعریف کرده است. بعضی از محققین این مشخصه را ($c=90\%$) برای تعریف مرز خارجی جت نیز مورد استفاده قرار داده اند (Chanson 1996). گروهی دیگر از محققین تعریف $c=60\%$ را به عنوان مرز خارجی جت پذیرفته اند (Zarrati 1993, Pan et al 1980). علت این تفاوت می تواند در تغییر مشخصات جریان در غلظتهای متفاوت باشد، بعنوان مثال در غلظتهای $40\% < c < 30\%$ جریان بصورت یک مخلوط کاملاً حبابی (Bubbly Flow) می باشد به صورتی که حبابهای هوا توسط جسم پیوسته آب احاطه شده اند. اما در غلظتهای بالاتر هوا، ساختار جریان تغییر کرده بصورتیکه با افزایش غلظت هوا مشخصات جریان به شکل حرکت ذرات پودر (Spray) و جریان کف آلود (Foam) نزدیک می شود (Volkart 1980). همچنین در محدوده غلظتهای ۹۰ درصد به نظر می رسد بعضی از فرضیات جریان پیوسته مخلوط آب و هوا (Mixture of Air and Water) مثلاً تساوی سرعتهای آب و هوا در جهت جریان ($u_w=u_a$) صادق نیست (برگرفته از جلیلی ۱۳۸۲).

تعریف موقعیتهای مرزهای خارجی جت می تواند تابعی از اهداف مورد مطالعه نیز باشد ، به عنوان مثال در طراحی دیوارهای اطراف سرریز سدها با توجه به باز شدگی جت در طول مسیر و به منظور پیشگیری از پاشش قطرات آب به خارج از کانال، ترجیح داده می شود که از تعریف $c=90\%$ برای تعریف مرز لایه خارجی استفاده شود. در مورد مقدار غلظت هوا در لبه داخلی عدد مشخصی برای میزان غلظت گزارش نشده است ، Chanson برای تعریف زاویه باز شدگی لایه آب و هوا، ضخامت لایه را بین غلظتهای $c=10\%$ تا $c=90\%$ در نظر گرفت (Chanson 1996).

از آنجاییکه غلظتهای کمتر از ۵ درصد تاثیر قابل توجه ای بر گسیختگی جریان ندارد جلیلی در تحلیل نتایجش تعریف لبه های داخلی و خارجی لایه آب و هوا را بترتیب $c=5\%$ و $c=90\%$ تعریف

کرد (جلیلی ۱۳۸۲). ولی در مطالعه حاضر پس از بررسی‌های لازم به دلیل مطالعه تمام نواحی جریان، مرزهای داخلی و خارجی لایه آب و هوا همانطور که در شکل ۳-۱۱ نشان داده شده است، بترتیب $c = 0.1$ و $c = 0.90$ تعریف شده است.



شکل ۳-۱۱ تعریف مشخصه‌های جت در مطالعه حاضر

همچنین Lima و Schulz در مطالعاتشان مرزهای پایینی و بالایی را برای سه حالت مختلف تعریف کردند، به این ترتیب که برای جت عبوری از روی هواده:

(۱) جت با سطح تحتانی آزاد و نواحی هوادار مجزا (قبل از اینکه لایه‌های آب و هوای بالایی و پایین جت به یکدیگر برسند) مرز پایینی روی غلظت $c = 0.95$ و مرز بالایی روی غلظت $c = 0.5$ در نظر گرفته شده است.

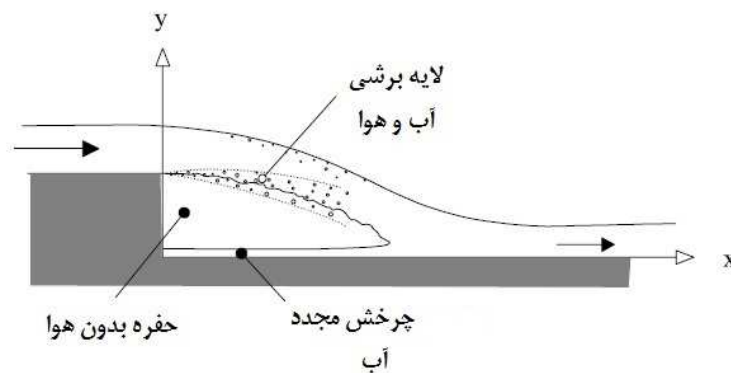
(۲) جت با سطح تحتانی آزاد و نواحی هوادار در هم فرو رفته (بعد از آنکه لایه‌های آب و هوای بالایی و پایینی جت به یکدیگر رسیده‌اند) مرز پایینی روی غلظت $c = 0.95$ و مرز بالایی در نقطه حداقل c (همیشه بیش از ۰.۵) در نظر گرفته شده است.

(۳) چسبیدن دوباره جت در نواحی ضربه و پائین‌دست که مرز پایینی مقدار c در کف

سرریز و مرز بالایی در غلظت $c = 95\%$ در سطح آزاد بالایی در نظر گرفته شده است (Lima et al. (2008)).

۲-۲-۳- مشخصات لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده

همانطور که بیان شد لایه آب و هوا در طول جت هواده از سطح زیرین به طرف هسته جت رشد می‌کند (شکل ۳-۱۱). لایه آب و هوای زیر جت را می‌توان یک لایه برشی (Shear Layer) در نظر گرفت (شکل ۳-۱۲).



شکل ۳-۱۲ هواگیری در جت تخلیه شده در اتمسفر

شناخت پارامترهای موثر بر مکانیزمهای رشد لایه آب و هوا و میزان هوای ورودی به لایه تحتانی بسیار با اهمیت می‌باشد زیرا عمده هوای منتقل شده به قسمت پایین دست هواده که برای حفاظت سطح سرریز در مقابل کاویتاسیون لازم است از هوای ورودی به لایه پایین جت تامین می‌شود. همچنین میزان افزایش قطر خارجی و طول گسیختگی جت (Break-up Length) که در طراحی سازه‌های هیدرولیکی دارای اهمیت می‌باشد تابع مشخصات و نحوه رشد لایه تحتانی (و البته فوقانی) می‌باشد.

۲-۳-۳ توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا

برای تعیین مقدار هوای ورودی به لایه تحتانی جت هواده، توزیع غلظت در ضخامت لایه مورد نیاز می‌باشد. اولین رابطه‌ای که برای توزیع غلظت در لایه مخلوط آب و هوا گزارش شد، تابع گوس به

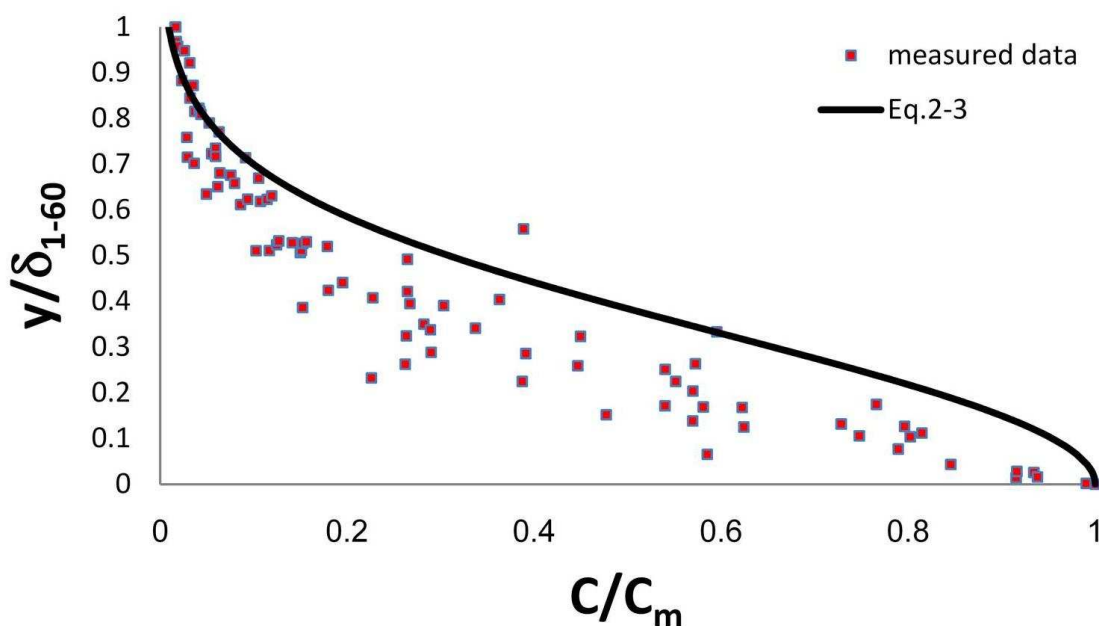
شکل زیر است (Pan et al. 1980) :

$$c = c_m e^{-4.7\left(\frac{y}{\delta_L}\right)^2} \quad (2-3)$$

که در این رابطه y محور مختصات قائم از لبه خارجی لایه، δ_L ضخامت لایه زیرین آب و هوا، c_m مقدار درصد غلظت هوا در مرز خارجی (برابر ۶۰ درصد) و c غلظت هوا در فاصله y از لبه لایه است. مشخصات پارامترها در شکل ۳-۱۱ نشان داده شده است.

علیرغم اینکه Pan (Pan et al. 1980) مرز خارجی جریان آب و هوا را در محل غلظت

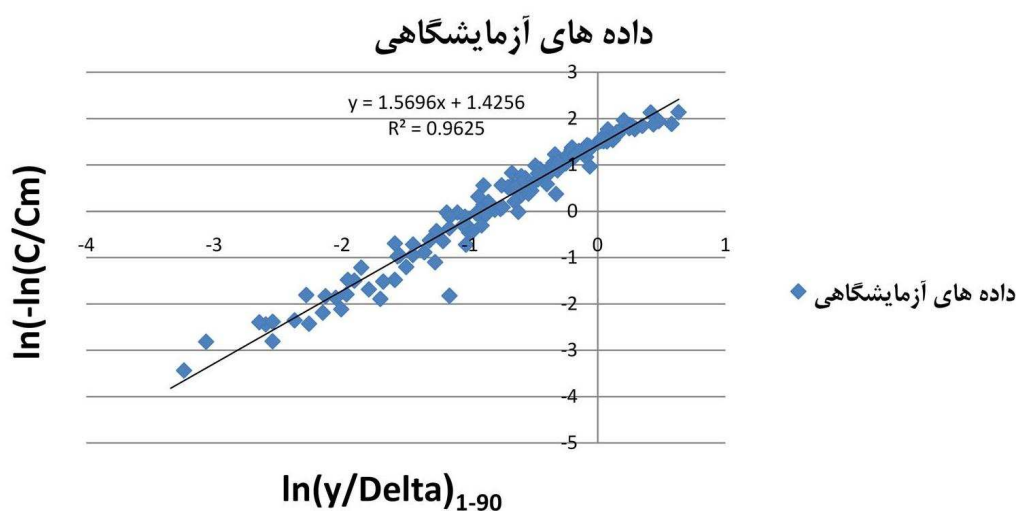
$C_m = 0.60$ تعریف کرد، اما محققین دیگر مرز خارجی لایه را در محل $C_m = 0.90$ (Chanson (1996), Vischer and Hager (1998), Falvey (1990)) و بعضی از محققین مرز لایه را $C_m = 0.95$ (Lima et al. (2008)) در نظر گرفتند. برای آزمایش‌های حاضر نتایج توزیع غلظت هوا برای داده‌های اندازه‌گیری شده مربوط به غلظت‌های هوای بین $C = 0.1$ تا $C = 0.60$ و مقایسه آن با رابطه (۲-۳) در شکل ۳-۱۳ نشان داده شده است. چنانکه مشاهده می‌شود، داده‌های اندازه‌گیری شده تطابق خوبی را با رابطه شماره (۲-۳) ندارند.



شکل ۳-۱۳ داده‌های اندازه‌گیری شده در لایه تحتانی جت هواده و مقایسه آن با رابطه (۲-۳)

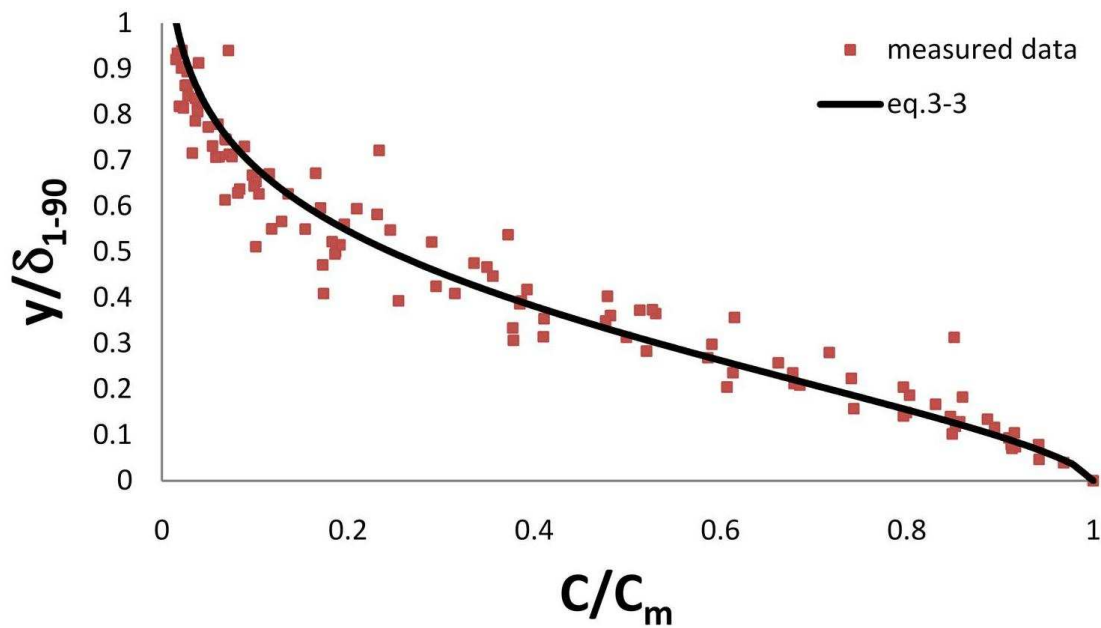
بدین علت رابطه جدیدی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی ارائه شد. در این رابطه شکل کلی توزیع گوس حفظ شده است، اما $C_m = 0.90$ تعریف و ضرایب جدید معادله توزیع گوسی تعیین شده است. به این ترتیب که در آزمایشهای جلیلی (۱۳۸۲) با داشتن مقادیر اندازه‌گیری شده توزیع غلظت هوا در ضخامت کل لایه، با استفاده از تحلیل رگرسیون برای غلظت‌های بین $c = 0.1$ تا $c = 0.90$ مقادیر $\ln(-\ln(C/C_m))$ و $\ln(y/\delta_{1.90})$ بدست آمده از نتایج آزمایشهای مذکور را همانطور که در شکل ۳-۱۴ نشان داده شده، وارد کرده و منحنی درجه اولی با ضریب همبستگی $R^2 = 0.962$ بر آن داده‌ها، برازش داده شده است. با استفاده از معادله خط برازش داده شده، رابطه جدیدی به شکل زیر بدست می‌آید:

$$c = c_m e^{-4.16\left(\frac{y}{\delta_L}\right)^{1.57}} \quad (3-3)$$



شکل ۳-۱۴ خط برازش داده شده بر داده‌های آزمایشگاهی بدست آمده توسط جلیلی (۱۳۸۲)

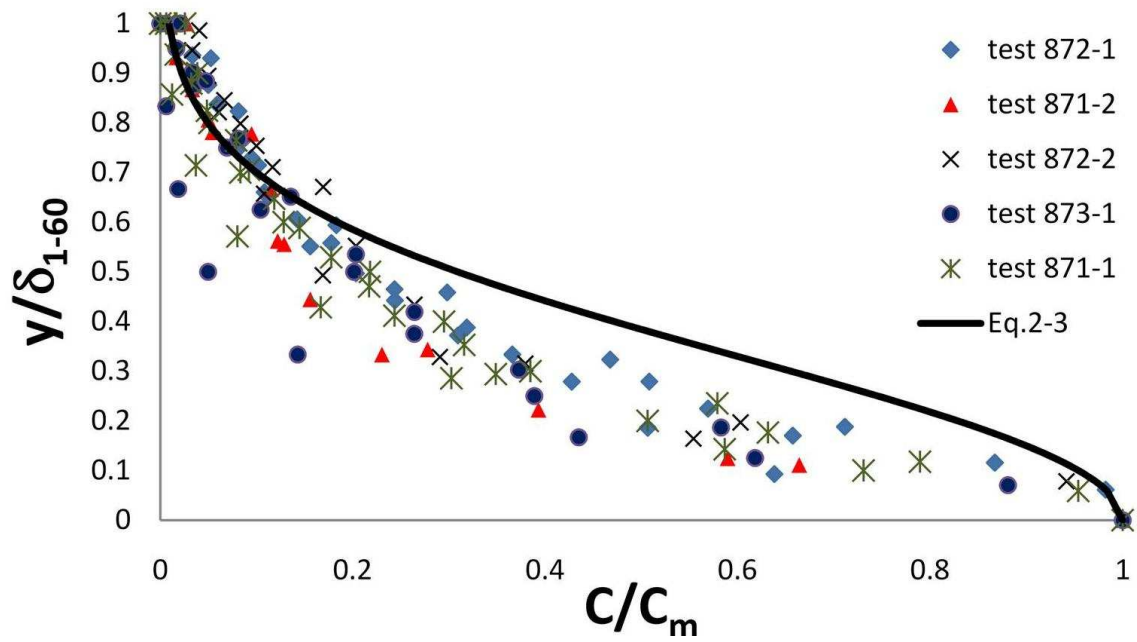
در شکل ۳-۱۵ داده‌های آزمایشگاهی برای غلظت هوای بین $C = 0.1$ و $C = 0.90$ برای مرزهای داخلی و خارجی، نشان داده شده است و رابطه جدید ارائه شده (رابطه ۳-۳) نسبت به رابطه (۳-۲) همخوانی بهتری را با داده‌های آزمایشگاهی دارد.



شکل ۳-۱۵ مقایسه مقادیر اندازه‌گیری شده و رابطه (۳-۳) برای توزیع غلظت هوا در لایه زیرین جت هواده

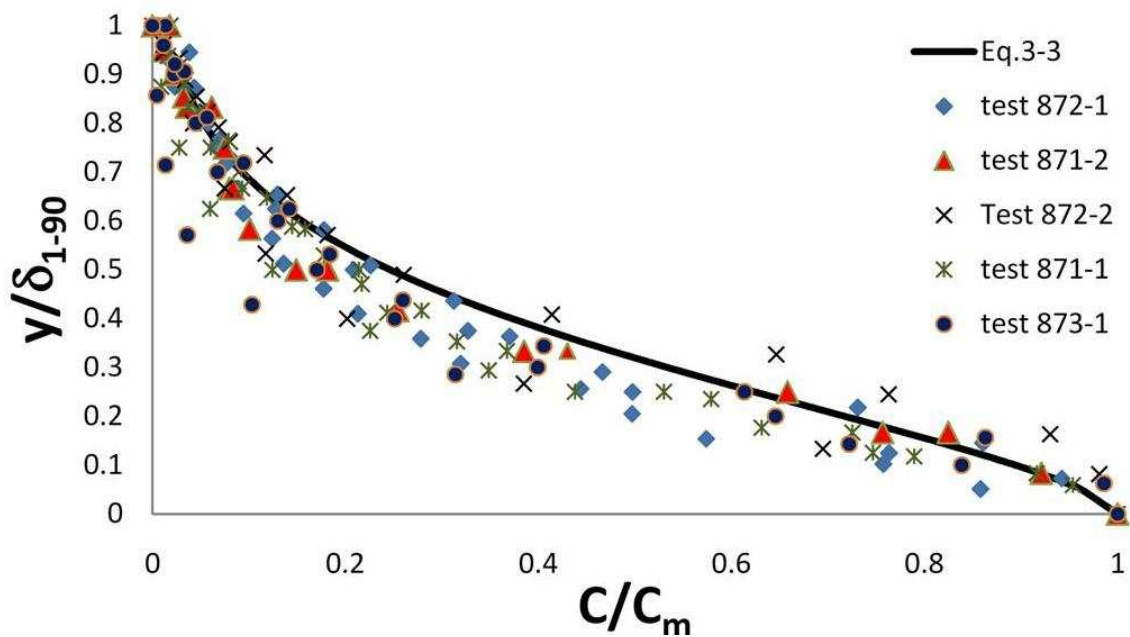
۳-۳-۳ ارزیابی رابطه جدید با داده‌های آزمایشگاهی دیگر محققین

Chanson آزمایش‌هایی را بر روی جریان آب و هوا انجام داد و توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا را اندازه‌گیری کرد (Chanson 1988). در شکل ۳-۱۶ تعدادی از داده‌های اندازه‌گیری شده توسط Chanson برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا با معادله (۳-۲) مقایسه شده است. چنانکه شکل ۳-۱۶ نشان می‌دهد تطابق خوبی بین داده‌های آزمایشگاهی اندازه‌گیری شده و معادله (۳-۲) وجود ندارد.



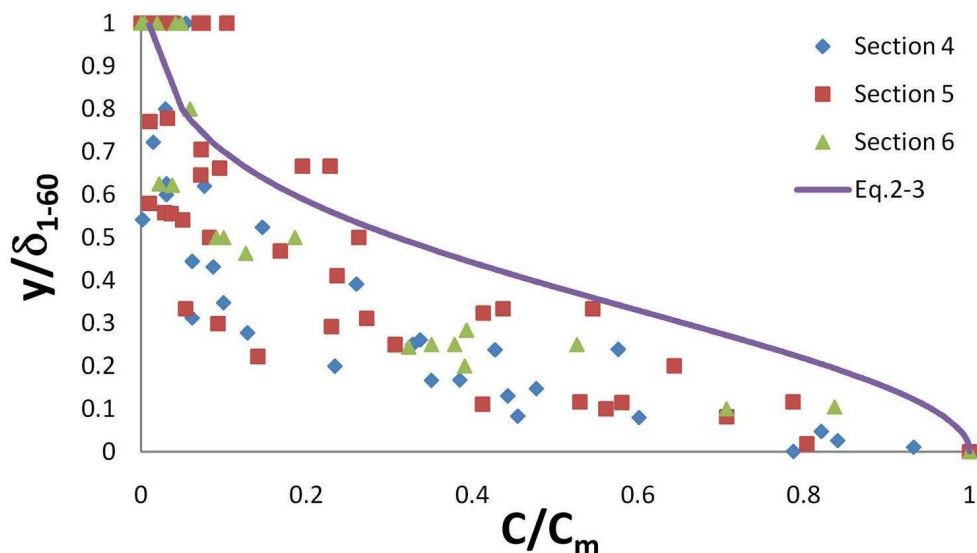
شکل ۳-۱۶ مقایسه تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Chanson و معادله (۳-۲)

در شکل ۳-۱۷ داده‌های اندازه‌گیری شده توسط Chanson و معادله پیشنهادی (معادله (۳-۳)) نشان داده شده است. همانطور که شکل ۳-۱۷ نشان می‌دهد، تطابق بین داده‌ها و معادله (۳-۳) رضایت بخش است.



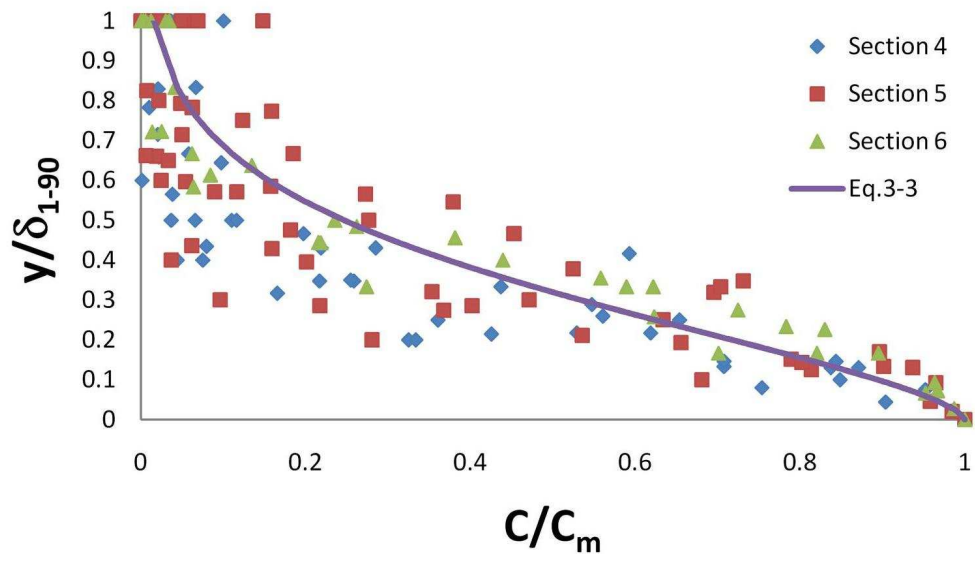
شکل ۳-۱۷ مقایسه تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Chanson و معادله (۳-۳)

Lima et al. همچنین آزمایش‌هایی را جهت تعیین توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی جت هواده انجام دادند (Lima et al. 2008). شکل ۱۸-۳ مقایسه‌ای بین داده‌های Lima et al. و معادله (۲-۳) را نشان می‌دهد. همانطور که در شکل ۱۸-۳ دیده می‌شود، تطابق خوبی بین این داده‌ها و معادله (۲-۳) وجود ندارد.



شکل ۱۸-۳ مقایسه بین تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی Lima et al. و معادله (۲-۳)

در شکل ۱۹-۳ داده‌های اندازه‌گیری شده توسط Lima et al. و معادله پیشنهادی (معادله (۳-۳)) نشان داده می‌شود. شکل ۱۹-۳ یک تطابق کلی بین داده‌ها و معادله (۳-۳) را نمایش می‌دهد. همانطور که دیده می‌شود، معادله (۳-۳) هم‌خوانی بهتری را نسبت به معادله (۲-۳) با داده‌های آزمایشگاهی دارد. باید توجه داشت که داده‌های موجود در اشکال ۱۸-۳ و شکل ۱۹-۳ در مقاطع مختلف در طول جت قبل از اینکه جت گسیخته شود، اندازه‌گیری شده است.



شکل ۳-۱۹ مقایسه بین تعدادی از داده‌های آزمایشگاهی (Lima et al.(2008) و معادله (۳-۳))

فصل چهارم

توسعه رابطه تحلیلی برای رشد لایه

آب و هوا

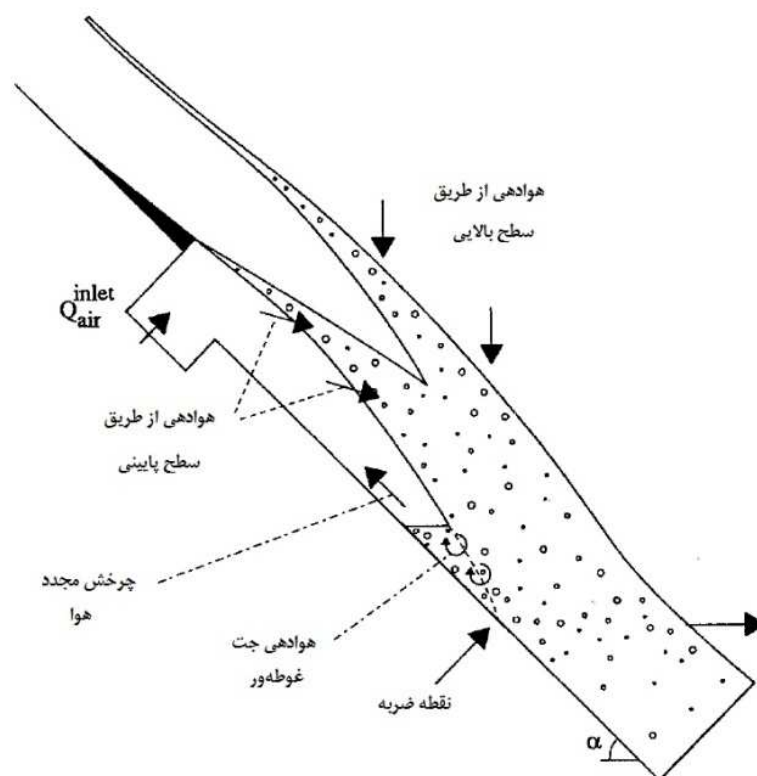
همانطور که در فصل دوم نشان داده شد محققین زیادی با استفاده از تحلیل ابعادی و مدل‌های فیزیکی سعی کردند تا میزان هوای ورودی به داخل جت جریان را در روی هواده تعیین کنند. مطالعه هواده روی هواده سرریز به علت اثر متقابل بین فرآیندهای مختلف هواده پیچیده است. نمونه‌ای از هواده جت آب توسط هواده در شکل ۱-۴ نشان داده شده است و همانطور که در این شکل دیده می‌شود نواحی هواده یک هواده شامل:

۱. هواده از درون سطوح آزاد بالایی و پایینی جت آب که هواده تیغه آب نامیده

می‌شود

۲. هواده جت غوطه‌ور در برهم‌کنش بین جت آب و گردابه‌ها

۳. چرخش مجدد هوا در حفره زیر جت ، می‌شود (Chanson 1989).



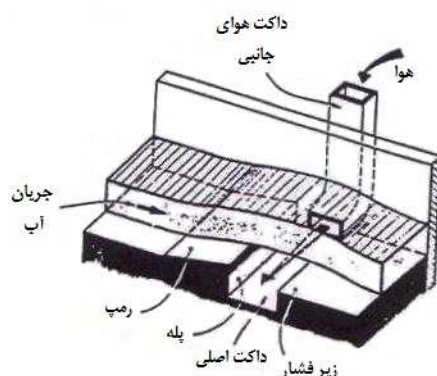
شکل ۱-۴ هواده روی یک هواده (Chanson 1989)

Chanson معتقد است که به علت آشفتگی زیاد و توزیع مجدد سریع غلظت هوا و سرعت که

در ناحیه ضربه رخ می‌دهد، اندازه‌گیریهای غلظت هوا و سرعت دقیق نیستند، بنابراین تخمین مبادله هوا درون سطح آزاد جت در نقطه ضربه ممکن نیست (Chanson 1989).

همچنین Chanson پیشنهاد کرد که هوادهی روی هواده فقط تابعی از دبی هوای فراهم شده توسط سیستم تأمین هوا و هواگیری خالص از درون سطح تماس آب و هوای بالایی جت است (Chanson 1989). در شکل ۲-۴ هندسه یک هواده نشان داده شده است که هوا از طریق داکت هوای جانبی وارد داکت اصلی شده و زمانیکه جریان آب از روی رمپ جدا می‌شود از طریق لایه تحتانی جت وارد آن می‌شود. در طراحی هواده‌ها پارامترهای زیر را باید مدنظر قرار داد:

۱. هندسه داکت ورودی (شکل ۲-۴): با محاسبه هندسه داکت ورودی می‌توان افت هد در جریان را از داکت ورودی تا داکت اصلی محاسبه کرد.
۲. هندسه هواده و سرریز (شکل ۲-۴): مانند شیب سرریز، شیب رمپ نسبت به کف سرریز، طول رمپ، ارتفاع پله و ...
۳. خواص جریان: دبی، متوسط سرعت در بالادست رمپ، اندازه آشفتگی در محدوده جریان و عمق.
۴. خواص سیال: لزجت دینامیکی آب، کشش سطحی آب، چگالی آب، چگالی هوا و شتاب ثقل (Rutschmann et al. 1986).



شکل ۲-۴ هندسه هواده (Rutschmann et al. 1986)

عدم مدل کردن صحیح این پارامترها باعث عدم برآورد صحیح میزان هوای ورودی به داخل جت هواده در مطالعات آزمایشگاهی می‌شود. بین این متغیرها نیز اندرکنش متقابل وجود دارد به عنوان نمونه هندسه هواده بر شدت آشفستگی جریان تاثیر می‌گذارد. از طرف دیگر تاثیر مقیاس باعث پیچیده‌تر شدن شرایط تحلیل می‌شود. به عنوان مثال میزان هوای ورودی به جت هواده با استفاده از مدل فیزیکی با کوچک‌شدن مقیاس مدل کاهش می‌یابد (Pinto & Neidert 1982) بر طبق مطالعات Pinto(1984) و Kobus et al.(1984) اگر عدد رینولدز بزرگتر از ۱۰۵ و عدد وبر بزرگتر از ۴۰۰ باشند ، روی میزان هوای ورودی تأثیر نمی‌گذارند و اثر مقیاس حذف می‌شود. نسبت عدد وبر توسط Pinto(1984) با استفاده از طول جت به عنوان طول مشخصه ، تعریف شده است. برای مدل کردن پدیده هوادهی همچنین Chanson(1989) اثر عدد گرادیان فشار $\left(P_N = \frac{\Delta p}{\rho g d_o} \right)$ را روی میزان هوای ورودی برای اعداد فرود مختلف بررسی کرد. متأسفانه علیرغم مطالعات انجام شده به نظر نمی‌رسد که تاکنون یک نتیجه عمومی قابل قبول حاصل شده باشد. با توجه به مطالب ذکر شده ملاحظه می‌گردد که روابط و معادلاتی که برای تعیین دبی هوا، در هواده‌ها تاکنون ارائه شده است به علت اینکه بر اساس نتایج مدل‌های آزمایشگاهی بوده نمی‌تواند از جامعیت و دقت کافی برخوردار باشد.

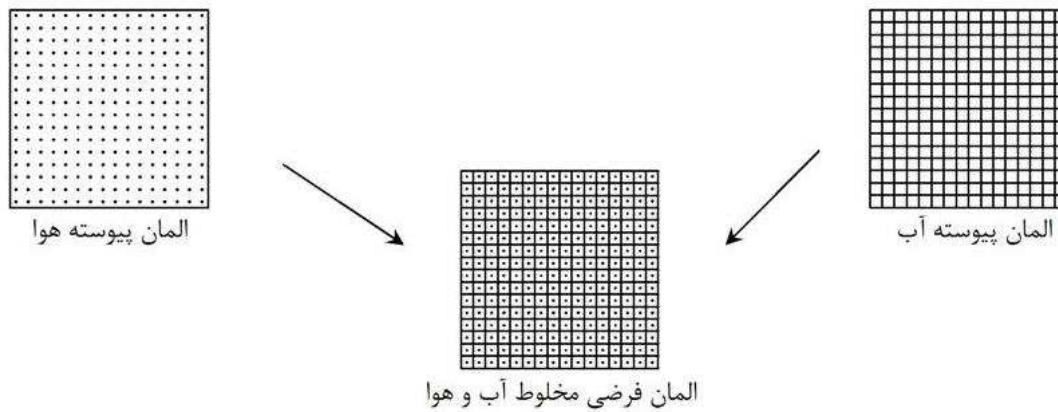
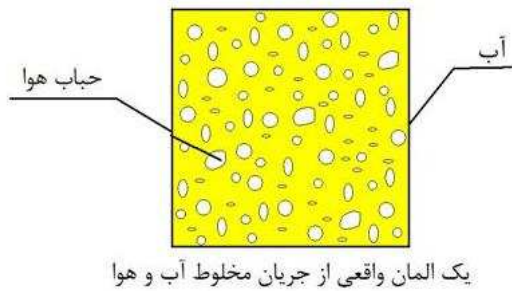
در سالهای اخیر جلیلی نیز مطالعات ارزشمندی را در ارتباط با هوادهی از طریق سطوح آزاد فوقانی و تحتانی جت انجام داد (جلیلی ۱۳۸۲). در این فصل سعی شده است تا با استفاده از تحلیل معادلات ریاضی و پایه حاکم بر جریان، مکانیزم رفتاری جریان مورد بررسی قرار گیرد. داده‌های آزمایشگاهی مورد استفاده در این پایان نامه از مرجع (جلیلی ۱۳۸۲) گرفته شده است.

۴-۲ معادلات حاکم بر جریان آب و هوا (جلیلی ۱۳۸۲)

در جریان مخلوط آب و هوا، حبابهای هوا در داخل آب قرار گرفته‌اند، بصورتیکه قسمتی از حجم جریان توسط آب و بقیه توسط هوا اشغال شده است. برای چنین جریانی معادلات اصلی در حالت کلی شامل معادلات بقاء جرم، اندازه حرکت و انرژی می‌باشند.

در صورتیکه مطالعه رفتار جریان در مقیاس بسیار کوچک (Microscopic) مورد نظر باشد، معادلات مذکور می بایست برای هر کدام از فازها همراه با معادلات اندرکنش بین سطح تماس آب و هوا بصورت جداگانه نوشته شود. اگر چه حل میدان جریان در مقیاس کوچک می تواند جزئیات دقیقی از مشخصات هر فاز را بیان نماید اما توزیع مکانی و زمانی مولفه های آب و هوا و همچنین اندرکنش بین فازها در این مقیاس بسیار پیچیده بوده و برای انجام تحلیل عددی چنین جریانی به تعداد بسیار زیادی شبکه محاسباتی نیاز می باشد. از طرفی مساله بهم چسبیدن حبابها به یکدیگر (Coalescence) و یا تقسیم شدن حبابهای بزرگتر به اندازه های کوچکتر (Break-up)، بر پیچیدگیهای این تحلیل می افزاید. برای پرهیز از مشکلات مذکور و دستیابی به یک روش عملی، جریان در مقیاس بزرگتر (Macroscopic) تحلیل می شود.

در مطالعه حاضر، جریان آب و هوا به صورت یک محیط پیوسته در نظر گرفته شده که آب و هوا به شکل مخلوط در تمام نقاط وجود داشته و چگالی جریان مخلوط، متناسب با مقدار آب یا هوای موجود در هر نقطه تغییر می کند (شکل ۴-۳). در این روش بمنظور مطالعه و بررسی رفتار جریان، بر روی حجم کوچکی از جریان متوسط گیری مکانی (Space Averaging) انجام می شود و نتایج متوسط گیری شده معرف خصوصیات جریان خواهد بود. حجم المانهایی که بر روی آن متوسط گیری انجام می شود می بایست نسبت به ابعاد حبابهای موجود در جریان بزرگ، اما نسبت به ابعاد میدان جریان، به اندازه کافی کوچک باشند. اگر چه این روش اطلاع دقیقی از جزئیات جریان در حد حبابهای هوا و نحوه حرکت آنها بدست نمی دهد اما می تواند تغییرات مشخصه های جریان در مقیاس المانهایی که بر روی آنها متوسط گیری انجام شده را نشان دهد. از طرفی در بسیاری از مسایل عملی، نتایج تغییرات مشخصه های جریان در مقیاس های بزرگتر می تواند به خوبی پاسخگوی سوالات و نیازهای موجود مهندسی باشد. بعنوان مثال در مطالعه جریان آب و هوا، موقعیت دقیق قرار گرفتن حبابها لزوماً مورد توجه نیست، اما اطلاع از درصد هوایی که در حجم کوچکی از جریان وجود دارد (غلظت هوا) حائز اهمیت است.



شکل ۳-۴ فرض جریان مخلوط

۱-۲-۴ روابط چگالی و سرعت (جلیلی ۱۳۸۲)

چنانچه المان کوچکی از مخلوط آب و هوا را در نظر گرفته و حجم و جرم این المان را بترتیب با ΔV و ΔM ، حجم و جرم هوای داخل المان را به ترتیب با ΔV_a و ΔM_a ، حجم آب داخل المان را با ΔV_w و جرم آن با ΔM_w نمایش داده شود. برای المان مورد نظر جرم مخصوص مخلوط آب و هوا برابر است با:

$$\rho = \frac{\Delta M}{\Delta V} = \frac{\Delta M_a + \Delta M_w}{\Delta V_a + \Delta V_w} \quad (1-4)$$

در جریان مخلوط، غلظت حجمی و وزنی برای هوا به ترتیب زیر تعریف می شوند:

$$C = \frac{\Delta V_a}{\Delta V} \quad (2-4)$$

$$\phi = \frac{\Delta M_a}{\Delta M} \quad (3-4)$$

دانستیه هوا و آب بترتیب برابر است با

$$\rho_a = \frac{\Delta M_a}{\Delta V_a} \quad (4-4)$$

$$\rho_w = \frac{\Delta M_w}{\Delta V_w} \quad (5-4)$$

با توجه به روابط فوق، رابطه غلظت حجمی و وزنی را می توان به یکی از صورت زیر نوشت :

$$c\rho_a = \phi\rho \quad (6-4)$$

$$(1-c)\rho_w = (1-\phi)\rho \quad (7-4)$$

بدین ترتیب با استفاده از روابط (۶-۴) و (۷-۴) چگالی مخلوط آب و هوا برابر خواهد شد با

$$\rho = c\rho_a + (1-c)\rho_w \quad (8-4)$$

و یا بر اساس غلظت وزنی هوا،

$$\rho = \frac{\rho_w}{1 + \phi(\rho_w/\rho_a - 1)} \quad (9-4)$$

اگر ρ را بین روابط (۸-۴) و (۹-۴) حذف کنیم رابطه بین c و ϕ بصورت زیر بدست می آید،

$$\phi = \frac{1}{(\rho_w/\rho_a - 1)} \left(\frac{1}{1 - c(1 - \rho_a/\rho_w)} - 1 \right) \quad (10-4)$$

با توجه به سهم دبی جرمی هر کدام از مولفه ها، سرعت مخلوط جریان آب و هوا

(Mixture Velocity) از رابطه زیر تعیین می شود.

$$\rho u_i = c\rho_a u_{ai} + (1-c)\rho_w u_{wi} \quad (11-4)$$

که u_i ، u_{wi} و u_{ai} مولفه های سرعت متوسط گیری شده روی حجم المان به ترتیب برای

مخلوط جریان آب و هوا، فاز آب و فاز هوا در جهت i می باشند (شکل ۴-۴). با استفاده از روابط (۶-۴)

و (۷-۴) خواهیم داشت :

$$u_i = \phi u_{ai} + (1-\phi)u_{wi} \quad (12-4)$$

سرعت هر فاز نسبت به سرعت مخلوط، سرعت پخش نامیده می شود. برای مولفه های هوا و

آب سرعت‌های پخش بترتیب برابرند با :

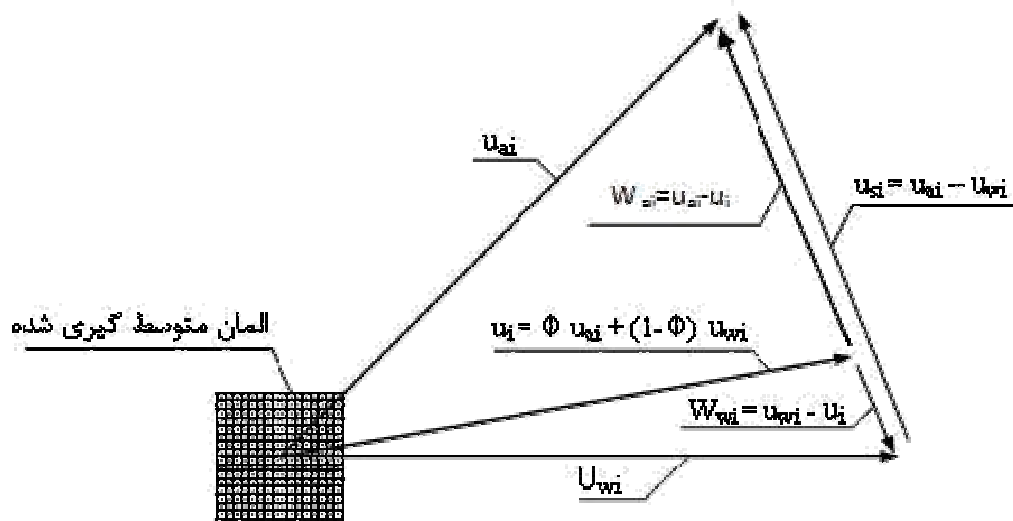
$$W_{ai} = u_{ai} - u_i \quad (13-4)$$

$$W_{wi} = u_{wi} - u_i \quad (14-4)$$

سرعت لغزش (Slip velocity) برابر اختلاف سرعت مولفه هوا و آب می باشد و برابر است با :

$$u_{si} = u_{ai} - u_{wi} \quad (15-4)$$

در شکل ۴-۴ تعاریف مولفه های مختلف سرعت نشان داده شده است.



شکل ۴-۴ تعاریف مولفه های سرعت

مولفه های سرعت فازهای هوا و آب می توانند بر حسب سرعت مخلوط و سرعت لغزش به

صورت زیر ارائه شوند. بدین ترتیب برای مولفه سرعت هوا و مولفه سرعت آب بترتیب خواهیم داشت :

$$u_{ai} = u_i + (1 - \phi) u_{si} \quad (16-4)$$

$$u_{wi} = u_i - \phi u_{si} \quad (17-4)$$

یادآوری می شود که مقدار ϕ برای غلظتهای کمتر از ۹۰ درصد ($c \leq 90\%$) کوچک می باشد.

بدین ترتیب بر اساس معادلات فوق سرعت فاز هوا تقریباً برابر سرعت مخلوط بعلاوه سرعت لغزش و

همچنین سرعت فاز آب تقریباً برابر سرعت جریان مخلوط می باشد.

۴-۳ انتقال شبکه مختصات (جلیلی ۱۳۸۲)

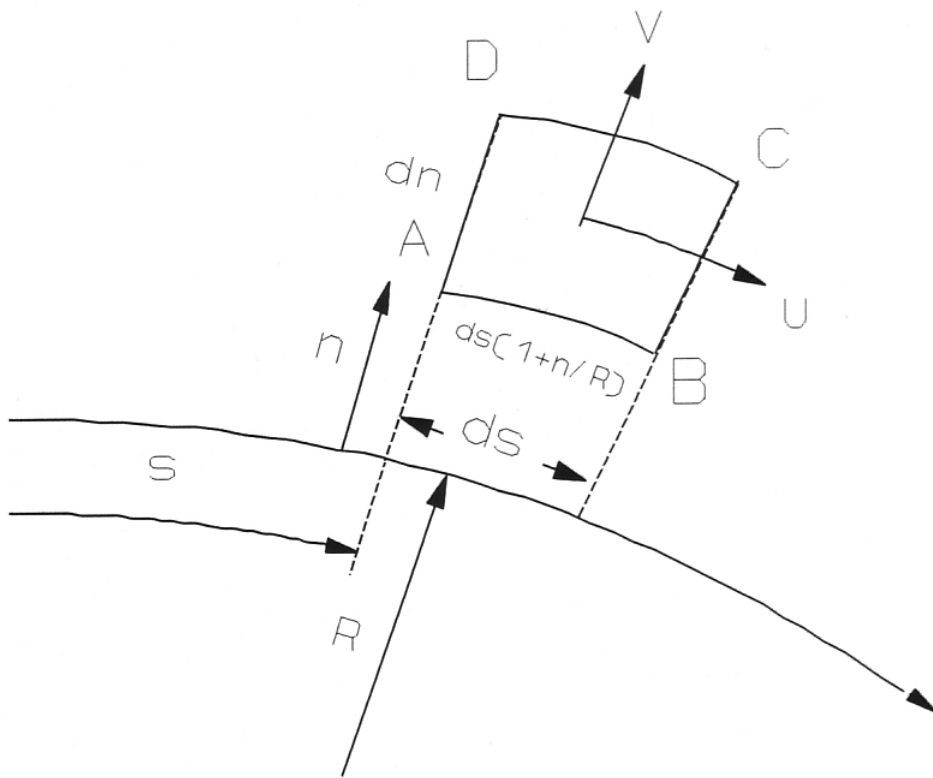
در بخش قبل معادلات حاکم بر جریان در سیستم مختصات کارتزین ارائه شد. در بسیاری از مسائل، شکل میدان جریان به صورتی است که یک شبکه کارتزین نمی‌تواند تمامی میدان را به صورت کامل پوشش دهد و منطبق کردن شبکه محاسباتی با مرزهای جریان وقتی که میدان حل دارای مرزهایی غیر موازی با محورهای مختصات باشد مشکلات قابل توجهی را به همراه دارد. یکی از روشهای معمول برای حل معادلات در میدانهای پیچیده، انتقال آنها از سیستم کارتزین به یک شبکه مختصات مناسب می‌باشد بصورتیکه بجای حل معادلات در میدان با مرزهای پیچیده، معادلات در یک شبکه منظم، در فضای محاسباتی تحلیل و نتایج حاصله، توسط روابط انتقال به میدان واقعی برگردانده شود.

در پایان نامه حاضر برای حل مسئله جریان در روی جت هواده، با توجه به اینکه سطح آب دارای انحنا می‌باشد از سیستم مختصات $s-n$ استفاده شده است.

۴-۳-۱ سیستم مختصات $s-n$

در سیستم مختصات $s-n$ ، S در طول یک خط جریان و n در طول خطوط مستقیم عمود بر خطوط جریان S اندازه‌گیری می‌شود. (شکل ۴-۵).

تغییر سیستم مختصات و انتقال معادلات به سیستمهای مختصات جدید دارای مزایا و معایبی می‌باشد. با انتقال معادلات به سیستم مختصات جدید، محاسبات در فضای محاسباتی منظم انجام گرفته و از پیچیدگیهای محاسبات در شبکه‌های نامنظم اجتناب می‌شود. علاوه بر این موضوع در سیستم مختصات $s-n$ امکان کار بر روی مرزهای منحنی براحتی امکان پذیر است. از طرف دیگر با انتقال معادلات به سیستم مختصات جدید، ترمهای معادلات افزایش می‌یابد.



شکل ۴-۵ سیستم مختصات s-n

۴-۴ استخراج روابط تحلیلی در مختصات s-n برای رشد لایه آب و هوا در جت هواده

برای استخراج معادلات در مختصات s-n، از معادله پیوستگی جرم هوا در یک حجم کنترل المانی (شکل ۴-۵) استفاده می‌شود. معادله پیوستگی هوا را برای المان مورد نظر در سیستم مختصات s-n می‌توان به صورت زیر نوشت (Bradshaw 1973) (برگرفته از (Zarrati 1991):

$$U_a \frac{\partial(\rho\phi)}{\partial s} + \rho\phi \frac{\partial U_a}{\partial s} + V_a h \frac{\partial(\rho\phi)}{\partial n} + \rho\phi h \frac{\partial V_a}{\partial n} + \frac{(\rho\phi)V_a}{R} = 0 \quad (18-4)$$

که در این رابطه U_a و V_a سرعتهای هوا بترتیب در جهت‌های s و n و ρ دانسیته جریان مخلوط می‌باشند. در این رابطه R شعاع انحنا و $h = 1 + \frac{n}{R}$ می‌باشد. اگر مقدار $R \gg n$ باشد، مقدار

h تقریباً برابر ۱ و در نتیجه رابطه فوق به صورت زیر ساده می‌شود (برگرفته از (Zarrati 1991):

$$\frac{\partial(U_a \rho\phi)}{\partial s} + \frac{\partial(V_a \rho\phi)}{\partial n} = 0 \quad (19-4)$$

همانطور که معادله پیوستگی برای هوا بدست آمد با فرضیات مشابه می توان معادله پیوستگی را برای جریان مخلوط نوشت. معادله پیوستگی برای مخلوط آب و هوا در سیستم مختصات $s-n$ با فرض جریان دائم را می توان به صورت زیر نوشت (برگرفته از (Zarrati (1991):

$$\frac{\partial(\rho U)}{\partial s} + \frac{\partial(\rho V)}{\partial n} = 0 \quad (20-4)$$

که در این رابطه U و V سرعتهای مخلوط بترتیب در جهتهای S و n می باشند. در معادلات فوق مقادیر سرعتها و غلظت های ارائه شده مقادیر لحظه ای هستند. با توجه به اینکه جریان جت هواده یک جریان آشفته می باشد لازم است از معادلات بدست آمده متوسط گیری شود. با متوسط گیری از معادله (4-19) و با فرض $\rho\phi = \rho_a C$ که در آن C غلظت حجمی هوا و ρ_a دانسیته هوا می باشد خواهیم داشت (برگرفته از (Zarrati (1991):

$$\frac{\partial(U_a C)}{\partial s} + \frac{\partial(V_a C)}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial s} [\rho D_y \frac{\partial}{\partial s} (\frac{C}{\rho})] + \frac{\partial}{\partial n} [\rho D_y \frac{\partial}{\partial n} (\frac{C}{\rho})] \quad (21-4)$$

که D_y ضریب پخش دینامیکی گردابه ای (Eddy diffusivity) و تابعی از مشخصات آشفتگی می باشد.

با توجه به اینکه سرعت لغزش (Slip velocity) برابر اختلاف سرعت مولفه هوا و آب می باشد رابطه (4-15) بنابراین می توان نوشت:

$$\begin{aligned} U_a &= U_w + U_s \\ V_a &= V_w + V_s \end{aligned} \quad (22-4)$$

که U_s و V_s سرعت لغزش بترتیب در جهتهای s, n می باشند. V_s را می توان برابر سرعت صعود حبابها در نظر گرفت.

با جایگذاری معادلات فوق در رابطه (4-21) و با انجام فرضیات زیر:

الف- گرادیان غلظت هوا در جهت جریان، s ، نسبت به گرادیان غلظت هوا در جهت n ، بسیار کم و قابل صرف نظر است.

ب- سرعت لغزش حبابها ثابت فرض شده و از سرعت U_s در مقابل U_w صرف نظر می شود.

ج- سرعت آب در جهت n قابل صرف نظر است.

معادله شماره (۲۱-۴) به صورت زیر قابل بازنویسی خواهد بود:

$$C \frac{\partial U_w}{\partial s} + U_w \frac{\partial C}{\partial s} + C \frac{\partial V_w}{\partial n} + V_s \frac{\partial C}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial n} \left[\rho D_y \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{C}{\rho} \right) \right] \quad (23-4)$$

با دقت خوبی می توان نشان داد که:

$$\rho = \rho_w (1 - C) \quad (24-4)$$

در این رابطه ρ_w جرم مخصوص آب می باشد. با ترکیب معادلات شماره (۲۰-۴) و (۲۴-۴)

رابطه پیوستگی را می توان به صورت زیر نوشت.

$$\frac{\partial U}{\partial s} + \frac{\partial V}{\partial n} = \frac{U}{1-C} \frac{\partial C}{\partial s} + \frac{V}{1-C} \frac{\partial C}{\partial n} \quad (25-4)$$

با توجه به اینکه سرعت آب و سرعت مخلوط تقریباً برابر هستند در ادامه زیرنویس های W از

معادلات حذف می شوند. با جایگذاری رابطه (۲۵-۴) در معادله (۲۳-۴) خواهیم داشت :

$$\frac{U}{1-C} \frac{\partial C}{\partial s} + \frac{CV}{1-C} \frac{\partial C}{\partial n} + V_s \frac{\partial C}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{D_y}{1-C} \frac{\partial C}{\partial n} \right) \quad (26-4)$$

رابطه (۲۶-۴) معادله اصلی است که غلظت هوا در جت هواده را در هر نقطه و ارتباط آن را با

مقادیر سرعت صعود حبابهای هوا (V_s)، سرعت جریان و ضریب پخش دینامیکی گردابه ای

(Eddy diffusivity) نشان می دهد.

برای حل صریح معادله (۲۶-۴) اطلاعاتی راجع به سرعت جریان و مقادیر D_y ، در هر نقطه در

طول جت مورد نیاز است. اندازه گیری مستقیم D_y امکان پذیر نیست و محاسبه آن نیز بسیار مشکل

است، مخصوصاً در حضور حبابهای هوا به علت اندرکنش بین حبابها و اندرکنش بین جریان آب و

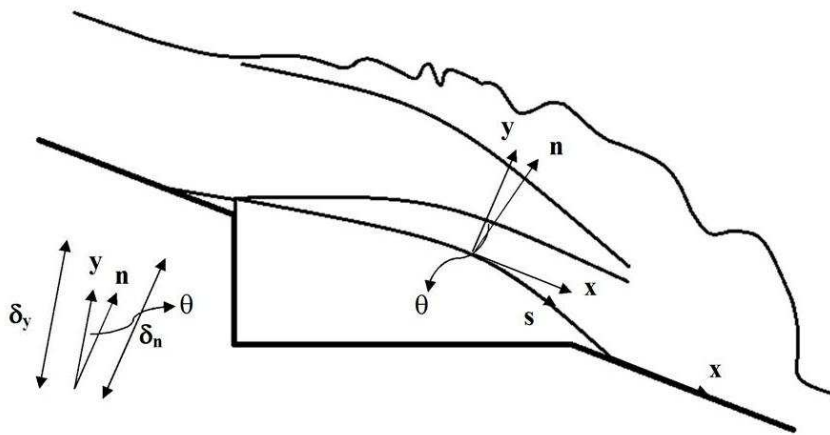
حبابها مشخصه های آشفتگی بسیار پیچیده می باشند. اما اگر معادله توزیع غلظت هوا در لایه آب و هوا

معلوم فرض شود می توان معادله فوق را ساده تر کرد. در ادامه این پایان نامه این روش برای ساده سازی

بکار گرفته شده است.

۴-۴-۱ پروفیل غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا

در فصل سوم معادله پیشنهادی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا ارائه شد. همانطور که بیان شد روابط ارائه شده در این فصل در سیستم مختصات s-n نوشته شده است. اگر فرض شود δ_y ضخامت لایه تحتانی در جهت y در سیستم مختصات کارتزین و δ_n ضخامت لایه تحتانی در مختصات s-n باشد در نتیجه تابع گوس به شکل زیر تغییر شکل می‌یابد:



شکل ۴-۶ ضخامت لایه تحتانی در سیستم مختصات کارتزین و s-n

$$n = y \cos \theta$$

$$\delta_n = \delta_y \cos \theta$$

$$\frac{n}{\delta_n} = \frac{y \cos \theta}{\delta_y \cos \theta} \rightarrow \frac{n}{\delta_n} = \frac{y}{\delta_y} \quad (۲۷-۴)$$

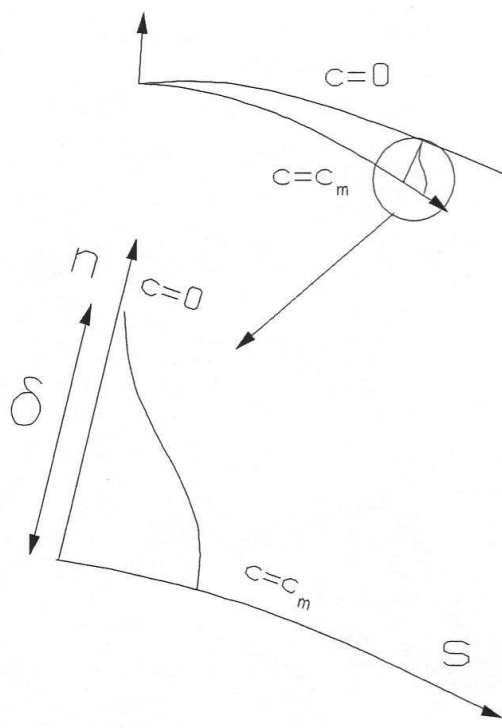
$$c = c_m e^{\alpha \left(\frac{n}{\delta_n}\right)^{1.57}}$$

در این رابطه :

δ_L ، ضخامت لایه آب و هوا در جهت عمود بر پائین‌ترین خط جریان ، و C_m مقدار درصد غلظت هوا در لبه خارجی لایه (شکل ۴-۷)، غلظت هوا در فاصله n از لبه لایه در مختصات s-n (شکل ۴-۵). و α ضریب ثابت است که برای لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده مقدار آن برابر

۴/۱۶- می‌باشد.

تطابق این رابطه با داده‌های آزمایشگاهی (Chanson(1988) و Lima et al.(2008) نیز مورد تایید قرار گرفته است. بدین ترتیب با مقایسه نتایج مختلف آزمایشگاهی در محدوده گسترده پارامترها، دقت کافی معادله (۴-۲۷) در نمایش توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی جریان جت هواده محرز گردیده و این معادله برای حل معادله پیوستگی هوا (معادله (۴-۲۶)) در این فصل از پایان نامه مورد استفاده قرار خواهد گرفت.



شکل ۴-۷ پروفیل غلظت در لایه آب و هوا در در طول جت هواده

۴-۴-۲ حل معادله حاکم و تعیین رابطه تحلیلی

نشان داده شد که معادله توزیع غلظت هوا را در جت هواده به صورت زیر می‌توان نوشت:

$$\frac{U}{1-C} \frac{\partial C}{\partial s} + \frac{CV}{1-C} \frac{\partial C}{\partial n} + V_s \frac{\partial C}{\partial n} = \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{D_y}{1-C} \frac{\partial C}{\partial n} \right) \quad (۴-۲۶) \quad (\text{تکراری})$$

و معادله گوسی پیشنهاد شده برای توزیع غلظت هوا به صورت زیر می‌باشد:

$$c = c_m e^{\alpha \left(\frac{n}{\delta L}\right)^{1.57}} \quad (27-4) \quad (\text{تکراری})$$

با تعریف $\eta = \frac{n}{\delta}$ خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \eta}{\partial n} &= \frac{1}{\delta} \\ \frac{\partial \eta}{\partial s} &= -\frac{\eta}{\delta} \frac{d\delta}{ds} \end{aligned} \quad (28-4)$$

همچنین با تعریف،

$$f = e^{\alpha \eta^{1.57}} \quad (29-4)$$

خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} \frac{\partial f}{\partial \eta} &= 1.57 \alpha \eta^{0.57} e^{\alpha \eta^{1.57}} \\ \frac{\partial^2 f}{\partial \eta^2} &= 1.57 \alpha (0.57 \eta^{-0.43} e^{\alpha \eta^{1.57}} + 1.57 \alpha \eta^{1.14} e^{\alpha \eta^{1.57}}) \end{aligned} \quad (30-4)$$

با انتگرالگیری از معادله (۲۶-۴) در محدوده $n=0$ یعنی $C = Cm$ که برابر ۹۰٪ تعریف

می‌شود) و $n = \delta$ یعنی $C = 0$ (شکل ۷-۴) خواهیم داشت:

$$\int_0^\delta U \frac{\partial C}{\partial s} dn + \int_0^\delta CV \frac{\partial C}{\partial n} dn + \int_0^\delta V_s (1-C) \frac{\partial C}{\partial n} dn = \int_0^\delta D_y \frac{\partial^2 C}{\partial n^2} dn + \int_0^\delta \frac{D_y}{1-C} \left(\frac{\partial C}{\partial n}\right)^2 dn \quad (31-4)$$

با بازنویسی این معادله بر اساس متغیر η داریم:

$$(32-4)$$

$$\int_0^1 U \frac{\partial C}{\partial s} \delta d\eta + \int_0^1 CV \frac{\partial C}{\partial n} \delta d\eta + \int_0^1 V_s (1-C) \frac{\partial C}{\partial n} \delta d\eta = \int_0^1 D_y \frac{\partial^2 C}{\partial n^2} \delta d\eta + \int_0^1 \frac{D_y}{1-C} \left(\frac{\partial C}{\partial n}\right)^2 \delta d\eta$$

با توجه با اینکه مقدار C در معادله (۲۷-۴) فقط تابعی از η می‌باشد می‌توان نوشت:

$$\frac{\partial C}{\partial s} = \frac{\partial C}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial s} \quad (33-4)$$

اگر از معادله (۳۲-۴) با استفاده از معادله (۳۳-۴) و تعریف ترمهای معادلات (۲۸-۴) تا

(۳۰-۴) انتگرالگیری شود بترتیب اولین ترم برابر خواهد شد با:

$$\int_0^1 U \frac{\partial C}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial s} \delta d\eta = \int_0^1 U \frac{\partial(C_m f)}{\partial \eta} \left(-\frac{\eta}{\delta} \frac{d\delta}{ds}\right) \delta d\eta \quad (۳۴-۴)$$

با فرض اینکه مقدار U در ضخامت δ ثابت باشد می‌توان ترم فوق را به صورت زیر

انتگرالگیری کرد:

$$-1.57\alpha U C_m \frac{d\delta}{ds} \int_0^1 \eta^{1.57} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta \quad (۳۵-۴)$$

انتگرال ترم دوم معادله (۳۲-۴) به صورت زیر خواهد بود:

$$\int_0^1 C V \frac{\partial C}{\partial \eta} \frac{\partial \eta}{\partial n} \delta d\eta = \int_0^1 C_m f V \left(\frac{1}{\delta} \frac{\partial(C_m f)}{\partial \eta}\right) \delta d\eta \quad (۳۶-۴)$$

با فرض اینکه مقدار V در ضخامت δ ثابت باشد می‌توان ترم فوق را به صورت زیر

انتگرالگیری کرد:

$$1.57\alpha V C_m^2 \int_0^1 \eta^{0.57} e^{2\alpha\eta^{1.57}} d\eta \quad (۳۷-۴)$$

انتگرال ترم سوم معادله (۳۲-۴) به صورت زیر خواهد بود:

$$1.57\alpha C_m V_s \left(\int_0^1 \eta^{0.57} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta - C_m \int_0^1 \eta^{0.57} e^{2\alpha\eta^{1.57}} d\eta\right) \quad (۳۸-۴)$$

انتگرال ترم سمت راست معادله (۳۲-۴) با فرض ثابت بودن D_y در ضخامت δ برابر خواهد

شد با:

$$(۳۹-۴)$$

$$1.57\alpha C_m \frac{D_y}{\delta} \left(0.57 \int_0^1 \frac{e^{\alpha\eta^{1.57}}}{\eta^{0.43}} d\eta + 1.57\alpha \int_0^1 \eta^{1.14} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta + 1.57\alpha C_m \int_0^1 \frac{1}{1 - C_m e^{\alpha\eta^{1.57}}} \eta^{1.14} e^{2\alpha\eta^{1.57}} d\eta\right)$$

حال تعریف می‌کنیم:

$$\int_0^1 \eta^{1.57} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta = I1$$

$$\int_0^1 \eta^{0.57} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta = I2$$

$$\int_0^1 \eta^{0.57} e^{2\alpha\eta^{1.57}} d\eta = I3$$

$$\int_0^1 \frac{e^{\alpha\eta^{1.57}}}{\eta^{0.43}} d\eta = I4$$

$$\int_0^1 \eta^{1.14} e^{\alpha\eta^{1.57}} d\eta = I5$$

$$\int_0^1 \frac{1}{1 - C_m e^{\alpha\eta^{1.57}}} \eta^{1.14} e^{2\alpha\eta^{1.57}} d\eta = I6$$

(۴۰-۴)

جایگذاری معادلات (۳۵-۴) تا (۴۰-۴) در معادله (۳۲-۴) نتیجه می‌دهد:

$$-U \frac{d\delta}{ds} I1 + V_s (I2 - C_m I3) + V C_m I3 = \frac{D_y}{\delta} (0.57 I4 + 1.57 \alpha I5 + 1.57 \alpha C_m I6) \quad (۴۱-۴)$$

انتگرالهای $I1$ ، $I2$ ، $I3$ ، $I5$ و $I6$ با استفاده از قانون ذوزنقه‌ای و انتگرال $I4$ با استفاده از قانون

مجموع سمت راست (The Right Sum) به روش عددی محاسبه شده‌اند و نتایج زیر حاصل شده

است:

$$I1 = 0.05274$$

$$I2 = 0.15058$$

$$I3 = 0.0764$$

$$I4 = 0.84005$$

$$I5 = 0.0786$$

$$I6 = 0.0852$$

(۴۲-۴)

با جایگذاری این مقادیر در معادله (۴۱-۴) و $\alpha = -4.16$ و $C_m = 0.9$ معادله نهایی تغییرات

ضخامت δ بر اساس دیگر پارامترها به شکل زیر ساده می‌شود.

$$U \frac{d\delta}{ds} - 1.552 V_s - 1.303 V = 10.148 \frac{D_y}{\delta} \quad (۴۳-۴)$$

در این انتگرالگیری همچنین فرض شده است که سرعت جریان و D_y مستقل از δ هستند اما

می‌توانند در جهت S تغییر کنند. این یک فرض منطقی است زیرا در ابتدای جت که گرادیان بالا

است مقدار δ کوچک است و در انتهای جت با افزایش ضخامت δ میزان گرادیان و نرخ رشد لایه آب و هوا کاهش می‌یابد. معادله (۴۳-۴) نیز این موضوع را تایید می‌کند. معادله (۴۳-۴) که در این پروژه بدست آمده است معادله رشد لایه آب و هوا را در طول جت بر اساس سرعت صعود حباب، سرعت جریان و D_y ارائه می‌کند.

فشار زیر جت هواده ممکن است در حالت اتمسفریک و یا فشار منفی باشد. در ادامه معادله (۴۳-۴) برای شرایط مذکور مورد بحث قرار خواهد گرفت.

۱-۲-۴-۴ معادله ضخامت لایه آب و هوا در حالت اتمسفریک زیر جت هواده

هنگامی که فشار زیر جت برابر با فشار اتمسفر باشد مقدار V_s برابر صفر شده و معادله (۴۳-۴) به شکل زیر ساده می‌شود:

$$U \frac{d\delta}{ds} - 1.303V = 10.148 \frac{D_y}{\delta} \quad (44-4)$$

انتگرال‌گیری از معادله فوق، بین دو مقطع متوالی و با فرض اینکه تغییرات D_y و سرعت در فاصله این دو مقطع ثابت باشند معادله زیر را به دست می‌دهد (برگرفته از (Zarrati 1991)):

$$\frac{A}{B} \delta - \ln(A\delta + B) = \frac{A^2}{B} * s + C1 \quad (45-4)$$

که در این رابطه:

$$A = \frac{1.303V}{U} \quad (46-4)$$

$$B = \frac{10.148D_y}{U}$$

$$C1 = \frac{A}{B} \delta_0 - \ln(A\delta_0 + B)$$

می‌باشند. معادله (۴۵-۴) را می‌توان به صورت زیر نیز نوشت:

$$e^{\frac{A}{B}\delta} = e^{\left(\frac{A^2}{B}s\right)} e^{C1} (A\delta + B) \quad (47-4)$$

که δ_0 ضخامت لایه در ($s = 0$) می‌باشد و s مختصات طولی در جهت جت هواده است. اگر طول جت به تعدادی از مقاطع تقسیم شده و مقادیر متوسط D_y و سرعت، بین این مقاطع متوالی، معلوم باشد، با استفاده از معادله فوق، رشد لایه آب و هوا در طول جت را می‌توان محاسبه نمود و همچنین با اندازه‌گیری ضخامت لایه آب و هوا در طول جت می‌توان ضریب D_y را محاسبه کرد.

۴-۲-۲ معادله ضخامت لایه آب و هوا در حالت فشار منفی زیر جت هواده

در حالت فشار منفی در زیر جت، جهت سرعت لغزش حبابهای هوا به سمت پایین خواهد بود. در این حالت نیز مشابه حالت قبل می‌توان از معادله (۴-۴۳) انتگرال‌گیری نمود. در این شرایط معادله زیر حاصل می‌شود (برگرفته از (Zarrati (1991):

$$\frac{A}{B} \delta - \ln(A\delta + B) = \frac{A^2}{B} * s + C1 \quad (48-4)$$

که در این رابطه:

$$A = \frac{1.552V_s}{U} + \frac{1.303V}{U} \quad (49-4)$$

$$B = \frac{10.148D_y}{U}$$

$$C1 = \frac{A}{B} \delta_0 - \ln(A\delta_0 + B)$$

می‌باشند. معادله (۴-۴۸) را می‌توان به صورت زیر نیز نوشت:

$$e^{\frac{A}{B} \delta} = e^{\left(\frac{A^2}{B} s\right)} e^{C1} (A\delta + B) \quad (50-4)$$

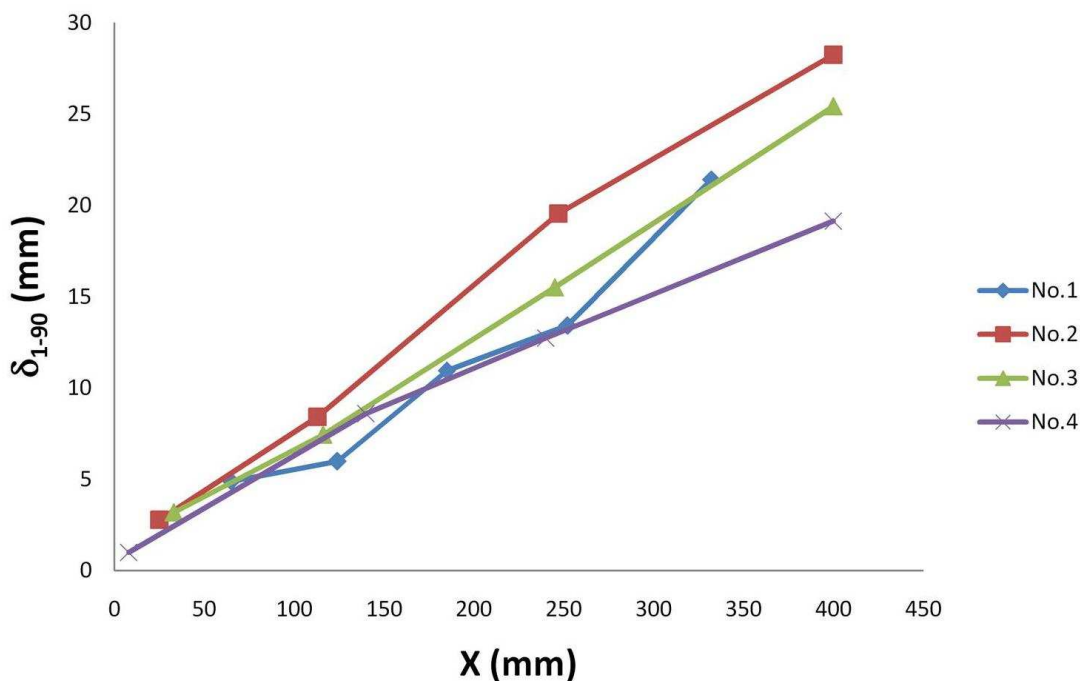
با توجه به اینکه جهت حرکت حبابها به طرف پایین بوده و جهت مثبت مختصه n از لبه لایه (C_{max}) به طرف داخل لایه ($C = 0$) می‌باشد نتیجه‌گیری می‌شود که برای لایه زیرین آب و هوا، V_s منفی و برای لایه فوقانی آب و هوا مقدار V_s مثبت خواهد بود.

در این روابط ارتباط مشخصه‌هایی چون تغییرات ضخامت لایه آب و هوا، سرعت جریان، سرعت صعود حبابهای هوا و ضریب پخش آشفتگی با یکدیگر نشان داده شده است. با استفاده از این رابطه

می‌توان با داشتن اطلاعات ضریب پخش آشفته‌گی، مقدار تغییرات ضخامت لایه آب و هوا را در طول جت هواده برآورد کرد و یا با داشتن اطلاعات ضخامت لایه آب و هوا، مقدار ضریب پخش آشفته‌گی را در طول جت هواده بدست آورد.

۵-۴ برآورد ضریب پخش آشفته‌گی جت هواده با استفاده از نتایج آزمایشگاهی موجود

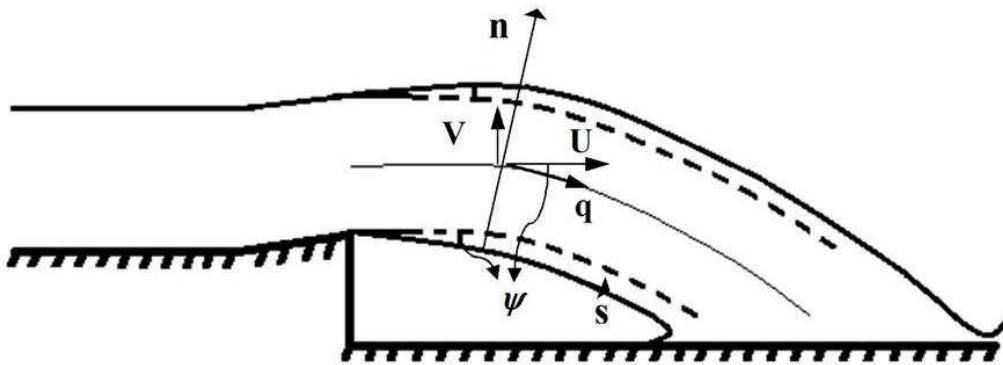
در شکل ۴-۸ نتایج اندازه‌گیری تغییرات ضخامت لایه تحتانی آب و هوا (فاصله بین غلظت ۱ تا ۹۰ درصد) برای ۴ آزمایش انجام شده در مطالعه (جلیلی ۱۳۸۲)، نشان داده شده است.



شکل ۴-۸ تغییرات ضخامت لایه تحتانی آب و هوا در طول جت هواده برای آزمایشهای مختلف (جلیلی ۱۳۸۲)

در آزمایشهای انجام شده مقدار سرعت در امتداد جریان، U ، در بالادست رمپ اندازه‌گیری شده است، اما مقدار V اندازه‌گیری نشده است. بدیهی است که مقدار V در مقایسه با مقدار U عدد کوچکی است.

برای بدست آوردن و تخمین مقدار V ، همانطور که در شکل ۴-۹ فرض می‌شود که سرعت در راستای خط جریان برابر q باشد. اگر مقدار زاویه بازشدگی جت برابر θ باشد، خواهیم داشت:



شکل ۹-۴ سرعت عمودی در خط مرکزی جت

$$U = q \cdot \cos \psi \quad (۵۱-۴)$$

$$V = q \cdot \sin \psi \quad (۵۲-۴)$$

بنابراین می توان نوشت :

$$V = U \cdot \tan \psi \quad (۵۳-۴)$$

لازم به توضیح است که برای جت آزاد در ناحیه هواده U و V مؤلفه های سرعت q در امتدادهای مماس و عمود بر امتداد پائین ترین خط جریان می باشند.

در آزمایشهای جلیلی ، مقدار متوسط زاویه بازشدگی از طرفین جت هواده که بصورت

$\tan^{-1} \left(\frac{d_2 - d_0}{2x} \right)$ تعریف می شود (که مشخصات پارامترها در شکل ۷-۲ نشان داده شده است)، بین

۰/۵ تا ۲/۵ درجه اندازه گیری و برآورد شده است (جلیلی ۱۳۸۲).

در این محاسبات مقدار میانگین زاویه بازشدگی به شرح زیر محاسبه شده است.

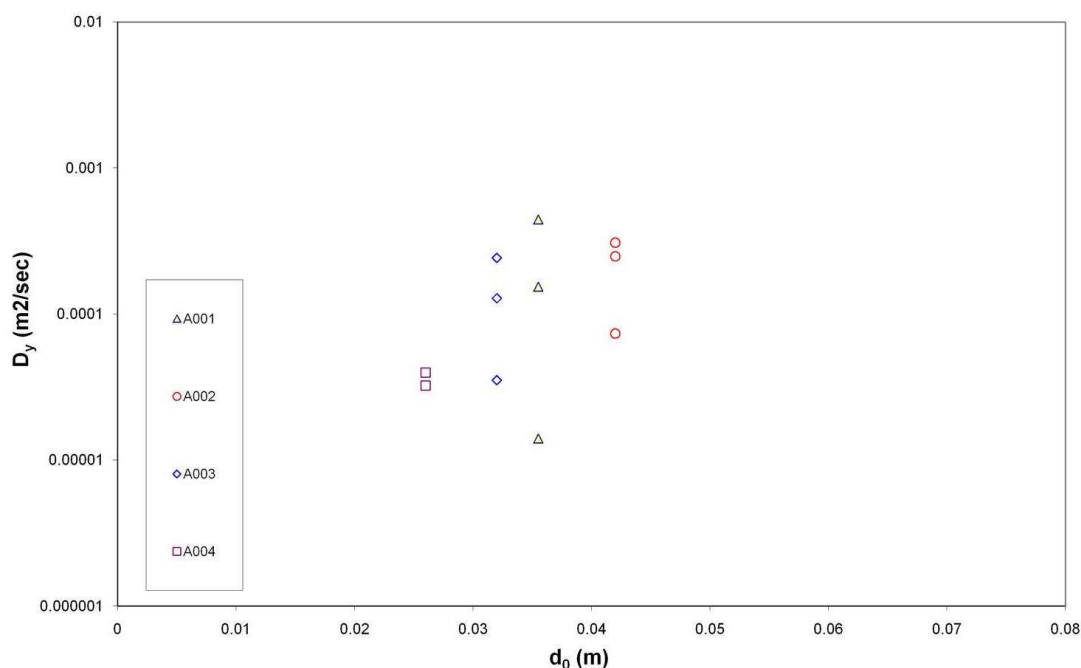
$$\psi = \frac{0.5 + 2.5}{2} = 1.5 \quad (۵۴-۴)$$

در نتیجه مقدار V به شرح زیر برآورد شده است:

$$V = 0.026U \quad (۵۵-۴)$$

در شکل ۱۰-۴ نتایج محاسبه D_y با استفاده از روابط (۴۵-۴) و (۴۶-۴) بر اساس مقدار

ضخامت اولیه جت (d_0) نشان داده شده است.



شکل ۴-۱۰ ضریب پخش آشفته‌گی برای آزمایش‌های مختلف بر حسب ضخامت ابتدای رمپ جت هواده به‌صورتیکه مشاهده می‌شود با استفاده از رابطه (۴-۴۵) تغییرات ضریب پخش آشفته‌گی در طول جت هواده بدست آمد. با توجه با اینکه رابطه (۴-۴۵) بر اساس انتگرالگیری از معادلات پایه و به صورت تحلیلی بدست آمده است و با توجه به فرضیات قابل قبول بکار گرفته شده در تحلیلهای انجام شده، انتظار است معادلات بدست آمده از اعتبار لازم برخوردار باشند. در رابطه (۴-۴۵) هر دو پارامتر D_y و δ مجهول می‌باشند. پارامتر δ در آزمایشگاه قابل اندازه‌گیری است اما D_y مشخصه‌ای قابل اندازه‌گیری مستقیم نیست. بدین ترتیب نمی‌توان با اندازه‌گیری هر دو مشخصه مذکور، روابط بدست آمده را مستقیماً با نتایج آزمایشگاهی مقایسه کرد.

با توجه به محدودیت‌های موجود، تنها روشی که برای بررسی نسبی اعتبار معادلات بدست آمده به نظر می‌رسد این است که با اندازه‌گیری ضخامت لایه مرزی آب و هوا در آزمایشگاه، و با استفاده از رابطه (۴-۴۵) تغییرات ضریب پخش آشفته‌گی را در طول جت هواده برآورد کرد و سپس نتایج بدست آمده را با مقادیر گزارش شده ضریب پخش آشفته‌گی جت هواده که در مطالعات دیگر بدست آمده است، مقایسه کرد.

۴-۶ مطالعات (Chanson 1996) در ارتباط با ضریب پخش آشفته‌گی جت هواده (جلیلی

(۱۳۸۲)

روش Chanson برای محاسبه ضریب پخش آشفته‌گی جت هواده در فصل دوم این گزارش به صورت مفصل ارائه شد. در اینجا بنا به ضرورت پیوستگی مطالب، خلاصه‌ای از محاسبات این روش ارائه می‌گردد.

Chanson برای بدست آوردن رابطه تحلیلی توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا از معادله انتقال - پخش حبابها که معادله پیوستگی هوا بر آن حاکم است به شرح زیر استفاده نمود:

$$\operatorname{div}(C * \vec{V}) = \operatorname{div}(D * \overrightarrow{\operatorname{grad}C}) \quad (29-2) \text{ (تکراری)}$$

در این رابطه D ضریب پخش آشفته‌گی، C غلظت حجمی هوا و \vec{V} سرعت جریان می‌باشد. در این معادله جریان دائم و تراکم‌ناپذیر فرض شده است. برای یک حجم کنترل کوچک (dx, dy) بین دو خط جریان در یک لایه برشی دوبعدی آب و هوا و با فرض اینکه $\frac{\partial C}{\partial x} \ll \frac{\partial C}{\partial y}$ باشد، معادله (29-2) به صورت زیر ساده می‌شود:

$$u * \frac{\partial C}{\partial x} + C * \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial y} (D_y * \frac{\partial C}{\partial y}) \quad (30-2) \text{ (تکراری)}$$

که D_y ضریب پخش دینامیکی گردابه‌ای در جهت y می‌باشد. معادله فوق را می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$u * \frac{\partial C}{\partial x} = \frac{\partial}{\partial y} \left((D_y + D^0) * \frac{\partial C}{\partial y} \right) \quad (31-2) \text{ (تکراری)}$$

که D^0 ترم وابسته به گرادیان سرعت طولی و در رابطه زیر تعریف می‌شود:

$$D^0 * \frac{\partial C}{\partial y} = - \int_y^{y+dy} C * \frac{\partial u}{\partial x} * dy \quad (32-2) \text{ (تکراری)}$$

معادله (۳۱-۲) معادله اصلی پخش است (Crank 1956, Carslaw and Jaeger 1959). حل

تحلیلی معادله (۳۱-۲) به شکل زیر است:

$$C = \frac{1}{2} * \left(1 - \operatorname{erf} \left(\frac{y}{2 * \sqrt{\frac{D_t}{u_0} * x}} \right) \right) \quad (35-2) \text{ (تکراری)}$$

که D_t ضریب پخش ناشی از گرادیان سرعت طولی و عرضی می‌باشد ($D_t = D_y + D^0$). در این حالت فرض می‌شود که D_t مستقل از جهت عرضی y و سرعت در جهت x ، $u = U_0$ و مقدار آن ثابت است. توجه شود که بر اساس فرض انجام شده و شرایط مرزی لازم است لایه آب خالص در بالای لایه مخلوط آب و هوا قرار گرفته باشد به عبارت دیگر معادله فوق مادامیکه لایه‌های تحتانی و فوقانی آب و هوا به یکدیگر نرسیده‌اند معتبر می‌باشد. تابع erf به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\operatorname{erf}(u) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} * \int_0^u \exp(-t^2) * dt \quad (36-2) \text{ (تکراری)}$$

Chanson پس از تعیین مقادیر D_t در هر آزمایش و در هر مقطع تلاش نمود تا یک تابع

تجربی برای پارامتر D_t در طول جت ارائه کند. تابع پیشنهادی او به شکل زیر است (Chanson 1996):

$$D_t = \frac{1}{2} * \frac{u_0 * x}{1.2817} * (\tan \Psi)^2 \quad (37-2) \text{ (تکراری)}$$

که در آن Ψ زاویه بازشدگی جت بین خطوط $C = 10\%$, $C = 90\%$ و U_0 سرعت جریان در

انتهای رمپ بر حسب متر در ثانیه می‌باشد. برای تعیین مقدار Ψ رابطه تجربی زیر برای جت‌های

دوبعدی ارائه شد:

$$\Psi = 0.698 * u_0^{0.63} \quad (2-38) \text{ (تکراری)}$$

که Ψ بر حسب درجه می‌باشد.

نتایج تحلیلهای انجام شده برای آزمایشهای مختلف شامل جتهای دوبعدی و جتهای دایره‌ای

و مقادیر D_t در جدول ۳-۲ نشان داده شده‌است.

جدول ۳-۲ (تکراری) داده‌های آزمایشگاهی مختلف و مقادیر D_t برای جتهای آب آشفته
(Chanson 1996)

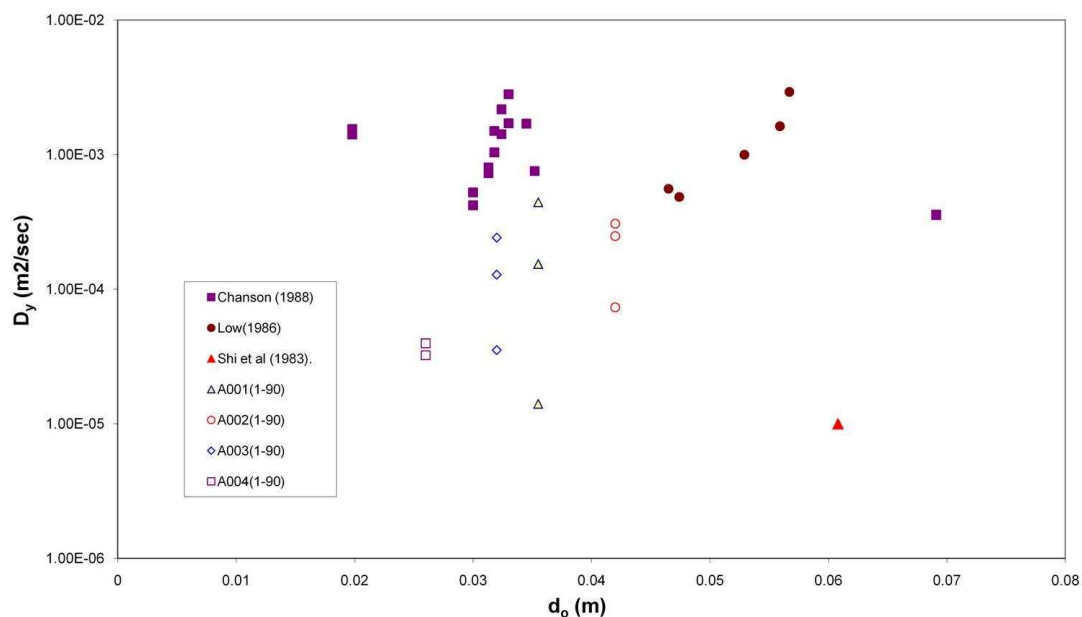
Ref.	Run	V_0 m/s	d_0 m	Ψ degrees	D_t m ² /s	Remarks
(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)
TWO-DIMENSIONAL FREE SHEAR LAYERS						
CHANSON (1988)	860-1	10.71	0.0198	3.71	1.41E-3	Aerator model (W = 0.25 m).
	860-2	10.71	0.0198	3.89	1.55E-3	
CHANSON (1988)	870-1	10.65	0.0324	3.05	2.17E-3	Aerator model (W = 0.25 m).
	870-2	10.65	0.0324	2.47	1.42E-3	
	871-1	9.54	0.0318	2.89	1.50E-3	
	871-2	9.54	0.0318	2.40	1.04E-3	
	872-1	12.01	0.0330	3.24	2.81E-3	
	872-2	12.01	0.0330	2.53	1.71E-3	
	873-1	8.72	0.0313	2.31	7.29E-4	
	873-2	8.72	-0.0313	2.42	8.04E-4	
	874-1	7.00	0.0300	2.03	4.52E-4	
	874-2	7.00	0.0300	1.96	4.21E-4	
	1050	7.56	0.0352	2.32	7.56E-4	
1051	10.56	0.0345	3.28	1.70E-3		
CHANSON (1988)	880-1	6.21	0.0691	1.90	3.58E-4	Aerator model (W = 0.25 m).
	880-2	6.21	0.0691	1.84	3.36E-4	
LOW (1986)	A7	4.61	0.0465	1.95	5.58E-4	Aerator model (W = 0.25 m).
	A8	5.19	0.0474	1.80	4.86E-4	
	A9	5.71	0.0529	2.60	9.99E-4	
	A10	6.64	0.0567	3.77	2.93E-3	
	A11	8.36	0.0559	2.89	1.63E-3	
SHI et al. (1983)	Fig. 5	10.73	0.0608	4.98	1.00E-5	Aerator model.
CIRCULAR JETS						
HERAUD (1966)	H11SM	11.60	0.0330	0.36	2.72E-5	Smooth pipe and smooth injector.
	H36SM	36.50	0.0330	1.02	3.52E-4	
HERAUD (1966)	H11RO	11.60	0.0330	0.39	3.42E-5	Rough pipe and smooth injector.
	H36RO	36.50	0.0330	1.20	4.53E-4	
RUFF et al. (1989)	R19FD	38.46	0.0191	4.71	6.44E-3	Fully-developed inflow.
	R95FD	56.39	0.0095	3.99	7.09E-3	
RUFF et al. (1989)	R95UN	56.39	0.0095	1.64	1.10E-3	Uniform inflow.
TSENG et al. (1992)	T95FD	49.10	0.0095	5.10	3.79E-3	Fully-developed inflow ^(a) .
TSENG et al. (1992)	T95UN	49.10	0.0095	1.30	4.79E-4	Uniform inflow ^(a) .

به صورتیکه قبلاً ذکر شد معادله (۳۵-۲) بر اساس حل تحلیلی بدست آمده است اما می‌بایست

دقت شود که در این معادله مقدار D_t در ضخامت لایه ثابت فرض شده و همچنین مقدار آن در

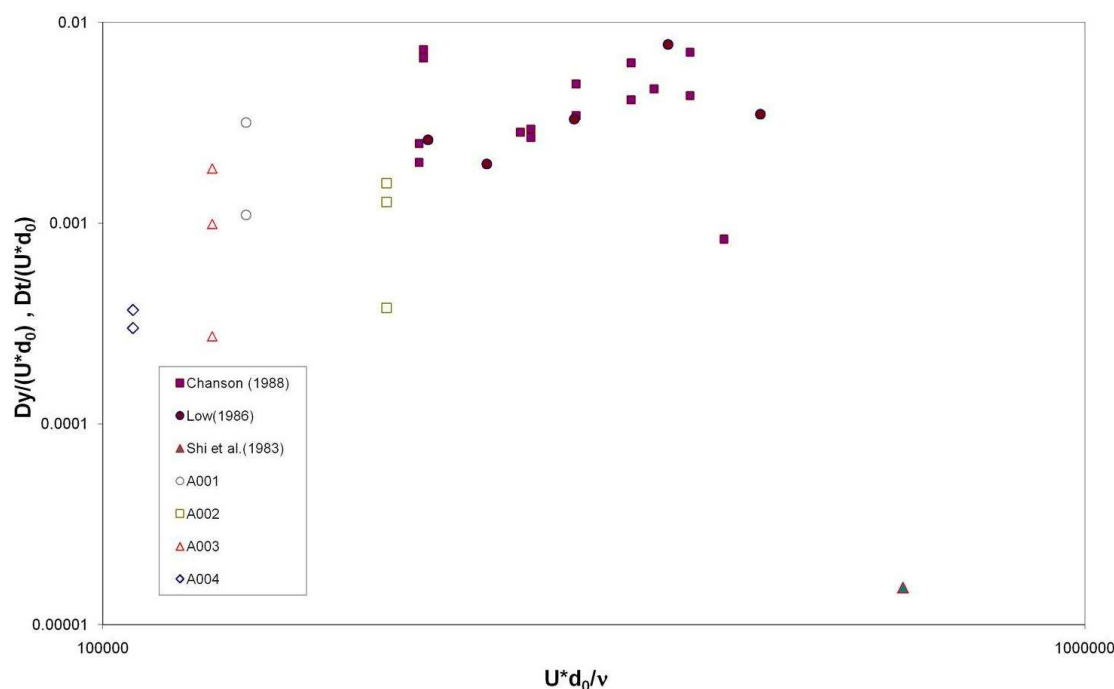
طول جت مجهول و متغیر است. Chanson با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی ابتدا مقدار D_t را برای هر آزمایش بدست آورده و سپس یک رابطه تجربی برای تغییرات D_t در طول جت هواده ارائه کرده است. همچنین می‌بایست اشاره گردد که در بدست آوردن رابطه تحلیلی (معادله (۲-۳۵)) از فرضیاتی چون ثابت بودن دانسیته مخلوط در طول جت و صفر در نظر گرفتن سرعت عمودی استفاده شده است. مشکل اصلی معادله (۲-۳۵) احتیاج به داشتن مقدار Ψ (زاویه بازشدگی جت) می‌باشد که این پارامتر نیز مجهول است. البته Chanson سعی کرده‌است تا مقدار Ψ را با سرعت جت مرتبط سازد (معادله (۲-۳۸)). در شکل ۲-۹ مقایسه نتایج آزمایشگاهی با تابع تجربی (۲-۳۸) و (۲-۳۹) نشان داده شده است. به صورتیکه در این شکل ملاحظه می‌گردد خطای رابطه ارائه شده حداقل برای جت هواده زیاد است.

به دنبال این مشکلات ملاحظه می‌گردد که تعیین یک رابطه تحلیلی برای تعیین D_y (و یا D_t) در طول جت لازم می‌باشد. (که این رابطه در پایان نامه حاضر بدست آمده است). بهر حال هم‌اکنون می‌توان نتایج برآورد ضریب پخش آشفتگی در مطالعات Chanson را با نتایج بدست آمده در تحقیق حاضر مقایسه کرد. در شکل ۴-۱۱ این مقایسه انجام شده است. در این شکل نتایج محاسبه D_y با استفاده از رابطه (۴-۴۵) و نتایج D_t بدست آمده از مطالعات دیگر محققین بر اساس مقدار ضخامت اولیه جت (d_0) نشان داده شده است.



شکل ۴-۱۱ مقایسه ضریب پخش آشفتگی برای آزمایشهای حاضر و آزمایشهای دیگر محققین مقایسه نتایج برآورد ضریب پخش آشفتگی در تحقیق حاضر با نتایج برآورد شده توسط دیگر محققین نشان می‌دهد که به استثناء نتایج Shi et al. (1983) بقیه نتایج که از روشهای کاملاً متفاوتی بدست آمده است تقریباً در یک محدوده قرار می‌گیرند، که این موضوع نشان‌دهنده تایید متقابل و ضمنی مطالعه حاضر و مطالعات قبلی می‌باشد. با این تفاوت که روش ارائه شده در مطالعه حاضر، فرضیات و مشکلات روشهای قبلی را ندارد. در ضمن تعریف ضریب پخش محاسبه شده در برآورد حاضر (D_y) نسبت به تعریف ضریب پخش در مطالعات قبلی (D_t) کمی متفاوت می‌باشد ($D_t = D_y + D^\circ$) (به رابطه (۲-۳۵) مراجعه شود).

برای اینکه در شکل ۴-۱۱ تاثیر مشخصه‌ای چون سرعت جریان، در برآورد ضریب پخش، نشان داده شود و همچنین نتایج به صورت بدون بعد نمایش داده شود، در شکل ۴-۱۲ تغییرات نسبت بدون بعد ضریب پخش بر (u^*d_0) نسبت به تغییرات عدد رینولدز جریان نمایش داده شده است. در محور افقی سرعت و طول مشخصه بترتیب سرعت و عمق اولیه جت در محل رمپ در نظر گرفته شده است.



شکل ۴-۱۲ مقایسه نتایج ضریب پخش آشفته‌گی برای آزمایش‌های حاضر و دیگر محققین به صورت بدون بعد

شکل ۴-۱۲ نشان می‌دهد که در آزمایش‌های حاضر، (نسبت به آزمایش‌های دیگر محققین) عدد رینولدز تعریف شده جریان کوچکتر و مقدار متوسط نسبت بدون بعد ضریب پخش نیز اندکی کمتر است. اما در مجموع، چنانکه قبلاً نیز نشان داده شد، نتایج برآورد ضریب پخش آشفته‌گی در تحقیق حاضر با نتایج برآورد شده توسط دیگر محققین تقریباً در یک محدوده قرار گرفته و سازگار است. علت تفاوت‌های جزئی موجود و کمتر بودن ضریب پخش در برآورد به روش حاضر را می‌توان به دلایل زیر نسبت داد:

الف- تعریف ضریب پخش محاسبه شده در برآورد حاضر (D_y) نسبت به تعریف ضریب پخش در مطالعات قبلی (D_t) اصولاً کوچکتر می‌باشد ($D_t = D_y + D^\circ$) به رابطه (۲-۳۵) توجه شود.

ب- در آزمایش‌های دیگر محققین، سرعت جریان و متناسباً عدد رینولدز بیشتر و انتظار می‌رود که مقدار ضریب پخش بیشتر باشد.

در مجموع با توجه به فرضیات بکار رفته در روش‌های متفاوت محققین قبلی و مطالعه حاضر و

موارد مذکور الف و ب اختلاف مشاهده شده، قابل قبول ارزیابی می‌شود. مجدداً یادآوری می‌گردد که روش تحلیلی پیشنهاد شده در این پایان‌نامه نسبت به روشهای قبلی مزیت‌های چشمگیری دارد که در انتهای بخش (۴-۴) به آن اشاره شد.

فصل پنجم

نتیجه‌گیری و پیشنهادات

۵-۱ نتیجه گیری

در پایان نامه حاضر به منظور درک بیشتر و پیش‌بینی رفتار جریان مخلوط آب و هوا، بر اساس نتایج آزمایشگاهی، روابط تجربی ارائه و همچنین با انجام مطالعات تحلیلی، روابط تحلیلی ارائه گردید.

خلاصه‌ای از نتایج بدست آمده در پایان نامه حاضر را می‌توان به شرح زیر بیان نمود:

۱. با استفاده از داده‌های آزمایشگاهی جلیلی (۱۳۸۲) یک رابطه تجربی برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در طول جت هواده ارائه گردید.
۲. رابطه پیشنهادی برای توزیع غلظت هوا (معادله (۳-۳)) با داده‌های آزمایشگاهی محققین دیگر مقایسه و نشان داده شد که تطابق خوبی بین این رابطه و داده‌های محققین دیگر وجود دارد.
۳. با انتگرال‌گیری از معادلات حاکم بر جریان، یک رابطه تحلیلی برای تغییرات ضخامت لایه آب و هوا و ضریب پخش آشفتگی D_y (رابطه (۴-۴)) ارائه گردید.
۴. با هدف ارائه روابط صریح برای پیش‌بینی ضخامت لایه آب و هوا، رابطه ذکر شده در بند ۳ برای حالت‌های مختلف فشار زیر جت (فشار اتمسفریک و فشار منفی) انتگرال‌گیری و توسعه داده شد.
۵. مقایسه نتایج تحقیق حاضر برای تعیین ضریب پخش آشفتگی D_y در حالت فشار اتمسفریک با روابط تحلیلی و نتایج آزمایشگاهی سایر محققین، انطباق قابل قبولی را بین این نتایج نشان می‌دهد.

۲-۵ پیشنهادات برای ادامه مطالعات حاضر

۱- انجام آزمایش‌های مشابه بر روی مدل‌های فیزیکی برای تعیین غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده می‌تواند در جهت بهبود رابطه پیشنهادی برای توزیع غلظت هوا (معادله (۳-۳)) مؤثر باشد.

۲- مدل‌سازی عددی جهت تعیین رابطه‌ای برای توزیع غلظت هوا در لایه تحتانی آب و هوا در جت هواده و مقایسه با رابطه پیشنهادی (معادله (۳-۳)).

۳- بررسی آزمایشگاهی نشان می‌دهد که سرعت صعود حباب‌های هوا در جریان آب از مهمترین عوامل هواگیری و هوازدائی است که در رابطه (۴-۴۸) نیز جهت تعیین D_y استفاده می‌شود. اطلاعات موجود در مورد سرعت صعود حبابهای هوا در جریان آشفته و مخصوصاً در غلظتهای بالا ($C > 30\%$) بسیار محدود و مورد نیاز می‌باشد. انجام آزمایشهایی به منظور مشخص نمودن رابطه سرعت صعود حبابها با مقدار غلظت هوا و دیگر مشخصات توصیه می‌گردد.

۴- پیچیدگی ذاتی اندرکنش جریان آب و هوا، مکانیزم نامشخص عملکرد این جریان در مقابل پدیده‌هایی چون کاویتاسیون و دشوار بودن معرفی رفتار این جریان در قالب ترمهای ریاضی (به منظور اهداف طراحی هواده‌ها و دیگر سازه‌ها) نشان می‌دهد که مطالعات جامع بیشتری در این زمینه مورد نیاز است.

REFERENCES:

مراجع:

Ahmadi, A., Hardwick, J.D.,(2002), "Turbulent flow structure and air entrainment over a nappe deflector", 5th Int. Conf. on Hydro-Science and Engineering, Warsaw, Poland.

ASCE Task Committee on Air Entrainment. in Open Channels, (May 1961), "**Aerated Flow in Open Channels**" Proc., Am. Soc. Civ. Eng., J. Hyd. Div., vol. 87, No. HY3, pp. 73-86.

Attari, J. and Zarrati, A.R.,(1997) "The Effect of Nappe Impact Angle on Aerator Performance", 27 th IAHR Conferece, USA.

Bormann, K. (1968), "Der Abfluss in Schussrinnen Unter Berücksichtigung der Luftaufnahme, Versuchsantalt für Wasserbau der Technischen Hochschule Munthen, Bericht Nr 13, (Discharge in Chutes Considering Air Entrainment).

Bradshaw, P. (1973) "Effect of Streamlines Curvature on Turbulent Flows" AGARD, No. 169, Ed. A.D. Young.

Bradley, J. N., (October 1945), "Study of Air Injection Into the Flow in the Boulder Dam Spillway Tunnels - Boulder Canyon Project," Bureau of Reclamation Report No. HYD-186.

Bruschin, J., (1985) "Hydraulic modelling at the Piedro del Aguila Dam" Water Power and Dam construction, Vol.37, Jan, pp. 24 -28.

Bruschin, J., (1987) "Froced aeration of high velocity flow." *J. of Hydraulics Research*, Vol.25, No :1, pp 5 - 14.

Cain, P.(1978), Ph.D. Thesis, "Measurements within Self-Aerated Flow on a large Spillway." Ref. 78-18, Dept. of Civil Engrg., Univ. of Canterbury Christchurch, New Zealand.

Carslaw, H.S. and Jaeger, J.C.(1959). "Conduction of Heat in Solids", Oxford University Press, London, UK, 2nd ed., 510 pages.

Chanson, H. (1988), Ph.D. thesis, "A Study of Air Entrainment and Aeration Devices on a Spillway Model", Ref. 88-8, Dept. of Civil Engr. University of Canterbury, New Zealand.

Chanson, H., (1989), "Study of Air Entrainment and Aeration Devices." *Jl of Hyd. Res., IAHR*, Vol. 27, No 3, pp. 301-319.

Chanson, H., (September 1990), "Study of Air Demand on Spillway Aerator", *Journal of Fluid Engineering*, Vol. 112/343.

Chanson, H., (1991), "Aeration of a Free Jet above a Spillway." *Jl of Hyd. Res., IAHR*,

Vol. 29, No 5, pp. 555-667 & Vol. 29, No 6, p. 864.

Chanson, H., (1996), "**Air Bubble Entrainment in Free Surface Turbulent Shear Flows**" Academic Press.

Crank, J. (1956). "The Mathematics of Diffusion." Oxford University Press, London, UK.

Cui, L. (1985). "Air Concentration Distribution Downstream of Aeration Ramp" Shuili Xuebao (*J. of Hydraulic Engineering*), Beijing, China, Vol. 1, pp. 45-50, (in Chinese).

Demiroz, E., (1985). "Spillway aerator project criterions used for high-speed chute flows", Engineering Research Group, Project 606. TUBITAK. The Scientific and Technical Research Council of Turkey. Ankara. (In Turkish.)

Deng, Zhenghu, (1988), "Problems of Flood Relief/Energy Dissipation and High-Velocity Flow at Wujiangdu Hydropower Station." Intl Symp. on Hydraulics for High Dams, IAHR, Beijing, China, pp. 230-238.

Ervine, D.A., and Falvey, H.T., (1987). "Behaviour of Tubulent Water Jets in the Atmosphere and in Plunge Pools." Proc. Instn Civ. Engrs., Part, 83, pp. 295-314. Discussion: Part 2, Mar.-June 1988, pp. 359-363.

Ervine, D.A. and Khan, A.R. (1991), "Turbulence Measurements in an Air-Slot Ramp Aerator. " , 24th IAHR Congress, 9-13 September. Madrid, Spain.

Ervine, D.A., and Falvey, H.T., and Khan, A.R., (1995), "Turbulent Flow Structure and Air Uptake at Aerators." Hydropower & Dams., September, pp. 89-96.

Falvey, H.T. (1980), "**Air-Water Flow in Hydraulic Structures**" United States Department of the interior water and power resources service, Engineering Monograph No. 41.

Falvey, H.T. and Ervine, D.A., (1988), "Aeration in Jets and High Velocity Flows." Model-Prototype Correlation of Hydraulic Structures, Proc. of International Symposium Colorado, August 9-11.

Falvey, H.T., (1990), "**Cavitation in Chutes and Spillways**" USBR Engrg. Monograph No.42, Denver, Colorado,USA, 160 Pages.

Gal'perin, R.S., Kuz'min, K.K., Novikova, I.S., Oskolkov, A.G., Semenov, V.M., and Tsedrov, G.N., (1971). "Cavitation in Elements of Hydraulic Structures." *Gidrotekhnicheskoe Stroitel'stvo*, No. 8, Aug. 1971, pp. 20-23 (Hydrotechnical Construction, n°8, Aug. 1971, pp. 726-732).

Glazov, A.T., (1984), "Calculation of the Air-Capturing Abiliti of a Flow behind an Aerator Ledge.", *Gidrotekhnicheskoe Stroitel'stvo*, No.11, Nov., pp. 37-39 (Hydrottechnical Construction, 1985 , Plenum Publ., 554-558).

Hopping, P.N., (1988) , Ph. D. Dissertation, "Model Development for the Prediction of Turbulent Air/ Water Flows", Univ. of Wisconsin- Madison.

Jalili M.R., Zarrati A.R., (2004), "Development and Calibration of a One-Needle Probe for Measurement of Air Concentration and Bubble Count in High-Speed Air-Water Flows", *Scientia Iranica, Journal of Science and Technology*, Sharif University of Technology.

Keller, R. J., Lai, K. K., Wood, I. R., (April 1974), "Developing Region in Self Aerating Flows, " *Proc., Am. Soc. Civ. Eng., J. Hyd. Div.*, vol. 100, No. HY4, pp. 553-568.

Keller, R. J., Rastogi, A. K., (September 1975), "Prediction of Flow Development on Spillways," *Proc., Am. Soc. Civ. Eng., J. Hyd.Div.*, vol. 101, No. HY9, pp.1171-1184.

Khan, A.R.,(1991), Ph.D. thesis, "Turbulence and air uptake at spillway ramp Scientif", University of Glasgow, Scotland.

Killen, J., (1968), "The Surface Characteristics of Self Aerated Flow in Steep Channels," *Minn. Univ., thesis, University Microfilms, Inc., Ann Arbor, Mich.*, 69-6824,138 pp.

Killen, J. M., Anderson, A. G., "A Study of the Air-Water Interface in Air Entrained Flow in Open Channels," 13th Congress of the International Association for Hydraulic Research, Japan, vol. 2, pp. 339-347,1969.

Kokpinar, M.A., (1996), Ph.D. thesis, "Air-entrainment in high speed free surface flows", Department of Civil Engineering, Middle East Technical University, Ankara, Turkey.

Kokpinar, M.A. and Gogus, M., (Dec 2002); "High-speed jet flows over spillway aerators" *Canadian Journal of Civil Engineering*; 29, 6; ProQuest Science Journals pg. 885.

Koschitzky, H.P., Westrich, B. and Kobus, H., (1984), "Effects of model configuration flow condition and scale in modeling spillway aeration grooves" I.A.H.R Symposium on Scale Effects in Modelling Hydraulic Structures, Esslingen am Neckar, Germany Sept 3-6. paper 4.4 pp 1-5.

Koschitzky, H.P. and Kobus, H., (1988), "Hydraulics and Design of the Spillway Aerators for Cavitation Prevention in High Speed Flows", *The Int. Symposium on Hydraulics for High Dams*, Beijing, pp. 724-733.

Lane, E. W., (1939), "Entrainment on Spillway Faces," *Civ. Eng.* vol. 9, pp. 89-96,.

Lesleighter, E., (September 1983), "Cavitation in High-Head Gated Outlets - Prototype Measurements and Model Simulation," *International Association for Hydraulic Research, 20th Congress, MOSCOW*, vol. 3, sec. b., pp. 495-503, (prototype, model, Dartmouth Dam, gates).

Levi, E., (September 1967), "Macroturbulence Produced by Vortex Breakdown in High Velocity Flows," 12th Congress of the International Association for Hydraulic Research, vol. 2, pp. 54-60.

Lima, A.C.M (2004), Dr. Thesis, " Determination of turbulent structures of aerated flows in chutes using PIV", University of Sao Paulo, Sao Carlos, Brazil [in Portuguese with English abstract].

Lima, A.C., Schulz, H.E., Gulliver, J.S. (2008). "Air uptake along the lower nappe of a spillway aerator" *Journal of Hydraulic Research*, Vol. 46, No. 6, pp. 839-843.

Low, H. S., (1986), Model Studies of Clyde Dam Spillway Aerators, Master Report, Ref. 86-6, University of Canterbury, New Zealand.

Marcano, A. & Castillejo, N., (1984), "Model prototype comparison of aeration devices Guri Dam Spillway. "I.A.H.R Symposium on Scale Effects in modeling Hydraulics Structures, Esslingen am Neckar , Germany Sept 3 – 6, paper 4.6, pp. 1-5.

May, R.W.P & Deamer, A.P (1989) "Performance of aertor dam spillway" Research Report SR198 River Engineering Dept, of Hydraulics Rearch Wallingford.

Minor, H.E. and Hager, W.H., (2000), "Proceedings of the Intl. Workshop on Hydraulics of stepped spillways", Zurich, Switzerland Balkema Publ., Netherlands.

Nelson L. de S. Pinto, M. (1986). "Basic hydraulics of shooting flows over aerators". ASCE Conference Proceeding Paper, pp. 1007-1017.

Pan, S. B., Shao, Y. Y., Shi, Q. S. and Dong, X. L.(1980)."Self-Aeration Capacity of a Water Jet over an Aeration Ramp" Shuili Xuebao(JI of Hyd. Engng.), Beijing, China, No 5, pp.13-22(in Chinies). (USBR translated No. 1868, book No, 12,455)

Pan, S.& Shao, Y. (1984) "Scale effect in modeling air demand by a ramp slot. "I.A.H.R. Symposium on Scale Effects in Modelling Hydraulic Structures, Esslingen am Neckar , Germany Sept 3 - 6. Paper 4.7, pp. 1-5.

Peterka, A. J. (1953), " The Effect of Entrained Air on Cavitation Pitting." Joint Meeting Paper, IAHR/ASCE, Minneapolis, USA, Aug. pp. 507-518.

Pinto, N.L.des.& Neidert , S.H. (1982) "Model Prototype Conformity in aerated spillway flow" Intern Conference on Hydraulics Modeling of Civil Engineering Structures, Coventry, England, September 22-24 pp 273-284.

Pinto, N.L de S.(1984). "Model Evaluation of Aerators in Shooting Flow. " Proc. Intl Symp. on Scale Effects in Modelling Hydraulic Structures, IAHR, Esslingen, Germany, PP. 4.2-1/4.2-6.

Russell, S.O., and Sheehan, G.J. (1974), "Effect of Entrained Air on Cavitation Damage." Can. JI of Civil Engrg., Vol. 1, pp. 97-107.

Rutschmann, P., Volkart, P. and Wood, I.R., (December 1986), "Air Entrainment at Spillway Aerators," 9th Australasian Fluid Mechanics Conference, Auckland, 8-12.

Rutschmann, P., (1988), "Calculation and optimum shape of spillway chute cientif" I.A.H.R Proc. of the Intern Symposium on Model-Prototype Correlation of Hydrraulic Structures, A.S.C.E Colorado Spring Conference, August, pp. 118 - 127.

Rutschmann, P. and Hager, H., (1990). "Air Entrainment by Spillway Aerators.", ASCE, HY Division, Vol. 116, No.6, pp.765-782.

Semenkov, V.M., and Lentyaev, L.D. (1973). "Spillway with Nappe Aeration." *Gidrotekhnicheskoe StroiteVstvo*, No. 5, May 1973, pp. 16-20 (Hydrotechnical construction, 1973, pp. 436-441).

Shi,Q., Pains. Shao,Y., and Yuan, X.(1983)."Experimental Investigation of Flow Aeration to Prevent Cavitation Erosion by a Deflector.", *Shuili Xuebao (Jl of Hydraulic Engrg.)*, Beijing, China, Vol, 3, pp. 1-13.

Tan, T. P., (1984), Model Studies of Aerators on Spillway, Master Report, Ref. 84-6, University of Canterbury, New Zealand.

Tomita, Y., Shima, A., (1986), "Mechanism of Impulsive Pressure Generation and Damage Pit Formation by Bubble Collapse," *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 169, pp. 535-564.

Vischer D.L. and Hager W.H. (1998). *Dam Hydraulics*, Willey, Chichester, U.K.

Volkart, P., (1980), "The Mechanism of Air Bubble Entrainment in Self-Aerated Flow." *Intl Jl of Multiphase Flow*, Vol. 6, pp. 411-423.

Volkart, P. and Rutschmann, P., (Durich 1984), "Air entrainment devices (air slots) ." *Mitteilungen der Versuchsanstalt fur Wasserbau, Hydrologie und Glaziologie*, No . 72, 57 p.

Volkart, P. and Rutschmann, .P, (1986), " Aerators on Spillway Chutes : Fundamentals and Applications", *Asce, Advancement in Aerodynamics, Fluid Meachanics and Hydraulics*, Ed. H.G. Stephan et al, pp. 162-177.

Volkart P.U., Rutschmann P. (1991), "Aerators on Spillways", *Hydraulic Design Considerations, Air Entrainment in Free Surface Flows*, IAHR Hydraulic Structures Design Manual, ed. I.R. Wood, A.A. Balkema, Rotterdam, pp. 85-113.

Wei, C.Y., and De Fazio, F.G., (1982), "Simulation of Free Jet Trajectories for Design of Aeration Devices on Hydraulic Structures." *Proc. 4th Intl. Conference on Finite Elements in Water Resources*, Hannover, Germany, June 1982, pp. 17/45-17/55.

Wood, I.R., (1985), "Air Water Flows", Keynote Address, International Association for Hydraulic Research, 21th congress, Melbourne, Australia, 19-23 August.

Zarrati, A.R., (1991), "Studies of Air-Water Mixtures For Spillway Aerators", Thesis Submitted to University of London for degree of Ph.D.

Zarrati, A.R., (1993), "Mechanism of Air Entrainment in Spillway Aerator" Proc. National Conference on Hydraulc Engineering, ASCE, San Francisco, USA, pp. 75-80.

Zhang , Shoutian (1991), "Latest Developments in Hydraulic Design of Outlet Works in China. " Bulletin Institutionen for Vattenbyggnad , Kungl Takniska Hogskolan (Hyd. Engrg . Royal Inst . of Technol.), Stockholm , Sweden , No . TRITA - VBI -154.

Zhou, Lintai, and Wang, Junjie (1988), "Erosion Damage at Fengman Spillway Dam and Investigation on Measures of preventing Cavitation." *Intl Symp. on Hydraulics for High Dams*, IAHR, Beijing, China, pp. 703-709.

گزارش مدل هیدرولیکی سرریز سد شهید عباسپور (کارون ۱) بخش هیدرولیک، مؤسسه بررسیها و

آزمایشگاه های منابع آب ، وزارت نیرو، خرداد ۱۳۶۳ ، نشریه شماره ۶۲

جلیلی قاضی زاده، محمدرضا، (۱۳۸۲) " بررسی آزمایشگاهی و ارائه یک مدل ریاضی برای تحلیل

جریان آب و هوا بر روی تندآب سرریزها" پایان نامه دکترا ، دانشکده عمران و محیط زیست ، دانشگاه

صنعتی امیر کبیر.

Abstract

Spillway of high-head dams are often subjected to cavitation damage caused by the hydrodynamic effects of very high water velocities. A number of structures around the world and in Iran have been destroyed or damaged due to the cavitation phenomenon. It is generally accepted that presence of 8 percent of the air inside the water flow can help to prevent cavitation or stop its risks. Aeration can be done by installing aerators in the flow path. Air entrainment into the water flow and behavior of air-water mixture flow are complex and difficult to analyze. Despite of many studies performed in connection with cavitation, there is still a lot of information needed for the design of the spillways. For example, there is not a reliable relationship or clear method to determine the distance between the aerators and little information about the air-water flow over the spillway is available.

The aim of the present study is to investigate the aeration mechanism and the effective parameters on air-water layer growth over the aerator nappe. In this dissertation the air concentration distribution in the air-water lower layer of aerator nappe was studied and based on that an empirical relationship for the prediction of air concentration was presented. The proposed equation for air concentration distribution was then compared with other researchers' experimental data. Comparison of this equation, with data of other researchers indicated a good agreement.

The air-water layer growth in the nappe was also studied analytically and a relationship was established between the thickness of air-water layer and eddy diffusivity. Finally, the results of the present analytical studies were compared with analytical and experimental measurements of other researchers. The comparison showed that these results were approximately located in an acceptable range with the results of previous researchers.

Keywords: Chute spillway, Cavitation, Air-water flow, Aerator, Air-water layers, Air concentration distribution, Eddy diffusivity



Shahrood University of Technology
Department of Civil engineering

**ANALYSIS OF AIR-WATER LAYER GROWTH IN THE NAPPE
OVER SPILLWAY AERATORS**

Shaheen Esfandiari

Supervisors:

Dr. Ahmad Ahmadi

&

Dr. MohammadReza Jalili Ghazizadeh

July 2010