

دوفصلنامه علمی دانشکده علوم و فنون شناوری
جوادالائمه (ع) نیروی دریایی سپاه

سال ۲۱، شماره ۶۱
پاییز و زمستان ۱۴۰۱

دارای رتبه علمی از وزارت علوم، تحقیقات و فناوری
با مجوز شماره ۶۴۸۲۷ / ۱۸ / ۳ / مورخ ۰۴ / ۰۴ / ۱۳۹۴
شماره شاپا: ۲۴۲۳-۳۶۶۸

صاحب امتیاز:

دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (ع)
دانشکده علوم و فنون شناوری جوادالائمه (ع) نیروی دریایی سپاه

مدیر مسؤول:

کاووس بورکی

سر دبیر:

دکتر محمود سالاری؛ استاد دانشگاه جامع امام حسین (ع)

مشاور سردبیر:

دکتر امین نجفی

ویراستار ادبی:

ابوذر حاجی زاده

هیئت تحریریه:

دکتر حسن قاسمی؛ استاد دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دکتر محمدرضا خدمتی؛ استاد دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دکتر علیرضا بیات؛ استادیار دانشگاه بین المللی امام خمینی (ره)
دکتر یوسف ترابی گلسفید؛ استادیار دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (ع)
دکتر عباسعلی سلمانی؛ استادیار دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (ع)
دکتر محمدجواد کتابداری؛ دانشیار دانشگاه صنعتی امیرکبیر
دکتر عباس وفایی صفت؛ دانشیار دانشگاه جامع امام حسین (ع)
دکتر محسن شاهرضایی؛ استادیار دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (ع)
دکتر عباس دشتی منش؛ استادیار و عضو هیئت علمی دانشگاه خلیج فارس

مدیر اجرایی:

سیدمهدی ساجدی

طراحی و صفحه آرایی:

سید محمدباقر موسوی

نشانی: گیلان - رشت - زیباکنار - دانشگاه دریایی امام خاينه ای (مدفله العالی)

معاونت پژوهش

تلفن: ۳۳۱۴۹۱۷۴ - ۳۳۱۴۹۱۶۳ - ۰۱۳ و ۰۹۱۰۰۹۱۶۰۹

کدپستی: ۴۳۱۴۹۱۶۳۴۳۹

پست الکترونیک: daryainfo@gmail.com

فهرست:

- ۳ بررسی برخی کاربردهای پدیده‌های فتوالکتریک و ترموالکتریک در عرصه دریا / احسان یاری، محمدحسین قائد شرف، سوفیا عدالتخواه
- ۱۳ اندازه‌گیری مقاومت افزوده و ترمیم شناور لنج در امواج خلیج فارس به روش تجربی و تعمیم نتایج به لنج واقعی / رضا درستکار، ابوذر ابراهیمی
- ارائه روشی جدید برای افزایش امنیت انتقال اطلاعات با ترکیب پنهان‌نگاری و رمزنگاری بصری در سطوح تصاویر خاکستری / سعید طلعتی، پوریا اعتضادی‌فر، محمدرضا حسنی‌آهنگر
- ۲۳ ماهیت نوین پروانه شناور / محمودرضا عباسی
- ۳۶ طراحی موتور الکتریکی سرومکانیزم پدستال برای شناسایی اهداف دریایی / ابوالفضل نصیری، سید جلال طباطبائی
- ۵۲ بررسی عملکرد یک شناور تک‌بدنه پله‌دار در آب آرام و موج / محمدحسین راستی، سجاد حاجی‌زاده
- ۶۱ استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون جهت بهبود موقعیت‌یابی با استفاده از ماهواره‌های GEO / محمدرضا وزیری، میثم رئیس‌دانایی
- ۷۳ یک رویکرد هدایت مبتنی بر زاویه خط دید در مسأله هدایت صفحه‌ای / ولی اله غفاری، حسن محمدخانی
- ۸۲ الگوی نگارش مقاله /

بررسی برخی کاربردهای پدیده‌های فتوالکتریک و ترموالکتریک در عرصه دریا

احسان یاری^۱، محمدحسین قائدشرف^۲، سوفیا عدالتخواه^۳

۱- استادیار گروه مهندسی مکانیک دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۲- دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک - تبدیل انرژی، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، mqaed1100@gmail.com

۳- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا - پیشران، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

چکیده

امروزه اهمیت تبدیل مستقیم انرژی و استفاده از انرژی‌های نوین و تجدیدپذیر بر کسی پوشیده نیست. در پدیده فتوالکتریک، انرژی نور خورشید پس از تابش به سطح سلول مستقیماً به الکتریسیته تبدیل می‌شود. در پدیده‌های ترموالکتریک نیز از طریق جذب حرارت یا جریان الکتریکی به ترتیب می‌توان تولید توان یا ایجاد سرمایش نمود. از کاربردهای پدیده فتوالکتریک در عرصه دریا می‌توان تولید توان، تصفیه آب، سیستم‌های ناوبری، روشنایی، نیروی محرکه پهپادهای تجسسی و ریزپرنده‌های نوین، سنسورهای فتوالکتریک و ... را نام برد. قابلیت سرمایشی پدیده ترموالکتریک نیز جهت خنک‌سازی تجهیزات الکترونیکی در شناورها مانند پردازشگرها و مولدهای تولید توان رادارهای دریایی کاربرد دارد. همچنین قابلیت تولید توان آن نیز در نیروی محرکه پهپادها و ریزپرنده‌ها، تولید هیدروژن، ماهواره‌ها و تجهیزات فضائی کاربرد دارد. این سامانه‌ها و انواع نیمه‌هادی‌های نوین در مسیر توسعه و بهینه‌سازی قرار دارند. در این پژوهش سعی بر این است که این دو نوع پدیده معرفی و مزایای آن بررسی شوند.

واژه‌های کلیدی

فتوالکتریک، ترموالکتریک، پهپاد، ریزپرنده، سرمایش، تولید توان

The Application of Photoelectric and Thermoelectric Phenomena in the Sea

Mohammadhusein Qaedsharaf¹, Ehsan Yari², Sophia Edalatkhah³

1- Department of Mechanical Engineering, Malek-e- Ashtar University of Technology, Isfahan

2- Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, Malek-e- Ashtar University of Technology, Isfahan

3- Department of Mechanical Engineering, Malek-e- Ashtar University of Technology, Isfahan

Abstract

The importance of direct conversion of energy and the use of new and renewable energies is no secret nowadays in photoelectric phenomena the energy of sunlight is converted directly to electricity after radiation to the cell surface. In thermoelectric phenomena, power or cooling can be generated by absorption of heat or electric current, respectively. The applications of photoelectric phenomena in the sea can be power generation, water purification, navigation systems, lighting, driving force of surveillance drones and new micro-birds, photoelectric sensors and ... He named her. Thermoelectric cooling is also used to cool electronic equipment in vessels such as processors and power generators for marine radars. It is also capable of generating power in drones and micro-birds, hydrogen production, satellites and space equipment. These new systems and types of semiconductors are on the path of development and optimization. In this research, we try to investigate these two types of phenomena and their benefits.

Keywords

Photoelectric, Thermoelectric, UAV, Micro-Bird, Cooling, Power Generation

۱- مقدمه

گرچه مباحث تبدیل مستقیم انرژی و اصول آن مدت‌هایی مدید است که شناخته شده‌اند و در دهه ۱۹۶۰ دستگاه‌ها و وسایل آن‌ها در مقیاس‌های کوچک ساخته شده‌اند؛ اما هنوز پس از گذشت بیش از ۶۰ سال، دستگاه‌ها و نیروگاه‌هایی در مقیاس بزرگ، مانند نیروگاه‌های حرارتی (بخاری یا گازی) اتمی و آبی ساخته نشده‌اند و به نظر می‌رسد هنوز تجاری شدن نیروگاه‌های تبدیل مستقیم به حداقل یک یا دو دهه زمان نیاز دارد. در این مقاله به اختصار درباره روش‌های تبدیل مستقیم انرژی، آینده، محدودیت‌ها و مقایسه آن‌ها و سپس در زمینه هر یک از آن‌ها تا حد مقتضی بحث خواهد شد.

۲- انواع پدیده‌های تبدیل مستقیم و کاربری آن‌ها

۲-۱- سلول‌های فتوالکتریک

در شرایط فعلی، ساده‌ترین وسیله برای تبدیل مستقیم انرژی به الکتریسیته سلول‌های فتوولتاییک هستند که در واقع یک مبدل‌اند که منبع انرژی نورانی معمولاً خورشید است. این فناوری، دلیل کاربری ساده آن، هنوز هم در کاربردهای خارج از جو زمین عمده‌ترین سیستم تبدیل مستقیم انرژی است. باتری را می‌توان در سفرهای کوتاه فضایی برای ماهواره‌ها به کار برد؛ اما اقامت طولانی یک ماهواره (به‌استثنای یکی دو مورد خاص) فقط به کمک سلول‌های فتوالکتریک نیمه‌هادی ممکن شده است. این سلول‌ها نسبتاً گران‌اند که البته برای کاربردهای فضایی، با توجه به قابلیت اطمینان بالای لازم، قیمت‌ها معمولاً چندین برابر کاربردهای زمینی هستند. سطح لازم برای تولید نیروی الکتریکی و تأمین نیازهای ماهواره باید در حد دو تا سه کیلووات بزرگ باشد [۱] که البته برای استفاده به‌عنوان نیروگاه چندان قابل‌توجه نیست. تقریباً چهل سال پیش گلیرز^۱ پیشنهاد کرد که ماهواره‌ای با سطح حدود یک کیلومتر مربع پوشیده از سلول‌های فتوولتاییک به فضا پرتاب شود (البته این سطوح هنگام پرتاب فشرده بودند و بعد از قرار گرفتن ماهواره در ارتفاع ۳۸۵۰۰۰ کیلومتری باز می‌شدند) [۱]؛ انرژی الکتریکی تولیدی به ماکروویو

تبدیل شود و در روی زمین عکس این کار رخ دهد و ماکروویو به انرژی الکتریکی تبدیل می‌شود. در این ارتفاع، سلول‌های خورشیدی دائم در معرض تابش نور خورشید با دانسیته در حدود 1400 W/m^2 هستند [۲]. با راندمان معقول ۱۰٪ می‌توان از این سطح یک کیلومتر 140 MW الکتریسیته تولید کرد. در آن زمان، قیمت پیش‌بینی شده گلیرز کم‌تر از هزینه‌ای بود که برای ارسال اولین ماهواره سرنشین دار به کره ماه صرف شد. در حال این طرح مربعی در آن زمان توجه زیادی را جلب کرد؛ اما عملی کردن آن تاکنون میسر نشده است. باید توجه کرد که چنین طرح‌هایی در یک موقعیت خاص زمانی (حوالی سال ۱۹۷۳ که بحران نفت پیش آمد و قیمت نفت خام به بشکه‌ای حدود ۴۰ دلار رسید) بسیار معقول و مقرون‌به‌صرفه بودند؛ اما با تحولات بین‌المللی و فعل‌وانفعالات سیاسی و اقتصادی در جهان، قیمت نفت به ۷ تا ۸ دلار (۱۹۹۸-۲۰۰۰) برای هر بشکه نفت خام کاهش یافت و عملاً ضرورت سرمایه‌گذاری‌های عظیم برای امثال این طرح منتفی شد. اکنون که قیمت نفت خام افزایشی قابل‌ملاحظه داشته، باز می‌توان به چنین طرح‌هایی توجه کرد. با کاهش قیمت ساخت سلول‌های خورشیدی و ورود مواد جدید به بازار، می‌توان پیش‌بینی کرد که مزارع خورشیدی با چند کیلومتر مربع سطح پوشیده از این سلول‌ها در مناطق بیابانی و صحرایی کشورها جایگزین نیروگاه‌های سوخت فسیلی و یا هسته‌ای شوند. همان‌طور که قبلاً گفته شد؛ قیمت سلول‌های فتوولتاییک نسبتاً بالا و سطح لازم نیز بسیار وسیع است؛ در نتیجه باید بخشی عمده از سطح ماهواره را با این سلول‌ها پوشاند یا بال‌هایی وسیع را به ماهواره اضافه کرد تا رو به خورشید قرار گیرند و طبیعتاً چنین سیستمی مشکلات مکانیکی عدیده‌ای خواهد داشت. تلاش‌ها برای تولید سلول‌های بسیار نازک و سبک تا حد ۵۰ وات برای هر کیلوگرم وزن سلول نتیجه‌بخش بوده‌اند که البته برای حالات خاص‌اند و قیمت‌ها نیز بالا هستند (بدون در نظر گرفتن نگه‌دارنده و محافظ) با این پیشرفت، ساخت ماهواره‌هایی با سیستم الکتریکی و یا ماهواره‌هایی با قدرت مخابراتی بالا ممکن شده است. با توجه به قابلیت اطمینان بالای سلول‌های

^۱ glezer

۳. سیستم‌های ناوبری: در صنایع دریایی، سیستم‌های ناوبری از اهمیت بالایی برخوردار هستند. تکنولوژی فتوالکتریک می‌تواند به‌عنوان یکی از اجزای سیستم‌های ناوبری مورد استفاده قرار گیرد. به‌عنوان مثال، در سیستم‌های ردیابی امواج رادیویی، می‌توان از سلول‌های خورشیدی به‌عنوان منبع تغذیه برای این سیستم‌ها استفاده کرد به‌جای استفاده از باتری‌های قابل شارژ [4].

۴. روشنایی: در صنایع دریایی، روشنایی صفحه کنسول کشتی‌ها و سایر وسایل دریایی بسیار مهم است. تکنولوژی فتوالکتریک می‌تواند به‌عنوان منبع تأمین انرژی برای روشنایی دریایی مورد استفاده قرار گیرد. به‌عنوان مثال، می‌توان از سلول‌های خورشیدی برای تأمین انرژی برای لامپ‌های LED و سایر روشنایی‌ها در کشتی‌ها و سایر وسایل دریایی استفاده کرد [5].

۵. هدایت الکتریکی دریا: به‌عنوان یک روش پایدار و سبک، تکنولوژی فتوالکتریک می‌تواند به‌عنوان یک روش هدایت الکتریکی دریا مورد استفاده قرار گیرد. در این روش، امواج الکتریکی با استفاده از پدیده فتوالکتریک ایجاد می‌شوند و می‌توانند برای هدایت الکتریکی دریا استفاده شوند.

۶. سنسورهای فتوالکتریک: سنسورهای فتوالکتریک در صنایع دریایی معمولاً برای تشخیص و اندازه‌گیری حرکت سطح آب، سرعت جریان، شوری آب، دمای آب و غیره به کار می‌روند. این سنسورها می‌توانند با استفاده از پدیده فتوالکتریک با دقت بالا این اطلاعات را جمع‌آوری کنند و به سیستم کنترل دریایی ارسال کنند.



شکل (۲): پهنپاد با سلول فتوولتائیک

۲-۲- ترموالکتریک

ترموالکتریک یکی از روش‌های تبدیل مستقیم انرژی از حرارتی به الکتریکی است. در سال ۱۸۲۱ سبیک آزمایش‌هایی را انجام داد که درواقع اولین اثر ترموالکتریک دانسته می‌شوند. او مشاهده کرد که می‌توان با حرارت دادن

فتوولتائیک که برای ماهواره‌ها حیاتی است و از نظر عمر طولانی نیز امتحان خود را به‌خوبی پس داده، کاربرد این سلول‌ها در ایستگاه‌های مخابراتی در مراکز دوردست و با دسترسی دشوار و با ایستگاه‌های هواشناسی ممکن شده است. مزایای عمده سلول‌های خورشیدی عبارت است از:

الف - راندمان نسبتاً بالای تبدیل (تا ۲۸٪ تئوریک و در عمل نزدیک به ۱۸ تا ۲۰٪)

ب - طول عمر نسبتاً نامحدود

ج - سادگی و راحتی نسبی استفاده و به‌کارگیری بدون

احتیاج به سیستم‌های اضافه اپتیکی

د - قدرت خروجی نسبتاً بالا برای واحد وزن

مشکلات عمده:

الف - قیمت بالا

ب - نیاز به ذخیره‌سازی در اکثر کاربردها

ج- تخریب در میدان‌های خاص با انرژی تشعشعی بالا

برخی کاربردهای دریایی پدیده فتوالکتریک عبارت‌اند از:

۱. تولید برق: یکی از کاربردهای اصلی پدیده فتوالکتریک در صنعت دریایی و دریا، تولید برق است. با استفاده از این پدیده، می‌توان انرژی نوری را به انرژی الکتریکی تبدیل کرد و برای تأمین نیازهای برقی در کشتی‌ها، سکوها و نفتی و سایر وسایل دریایی استفاده کرد.



شکل (۱): نیروگاه خورشیدی شناور از کاربردهای پدیده فتوولتائیک

۲. تصفیه آب: تکنولوژی فتوالکتریک می‌تواند به‌عنوان یک روش تصفیه آب در صنایع دریایی مورد استفاده قرار گیرد. با استفاده از این تکنولوژی، می‌توان آب دریا را به روشی که به‌عنوان «تصفیه آب فتوالکتریک» شناخته می‌شود؛ تصفیه کرد و برای مصارف مختلف در صنایع دریایی استفاده کرد [3].

محل اتصال دو فلز ناهمنام یک پتانسیل الکتریکی تولید کرد. سیبک درواقع توانست اولین پدیده ترموالکتریک را کم‌وبیش به همین شکلی که امروز شناخته می‌شود بیان کند. سیزده سال بعد پلتیر ساعت‌سازی فرانسوی مطالبی را منتشر کرد که نشان می‌دادند او دومین پدیده ترموالکتریک را کشف کرده است. وقتی که جریانی مستقیم از محل اتصال دو فلز ناهمنام عبور می‌کند؛ بسته به جهت جریان جذب حرارت و یا تولید حرارت وجود دارد. این اثر جدای از اثر حرارت ژول است که با عبور جریان الکتریسیته از یک سیم هادی حرارت تولید می‌شود و کاملاً قابل تفکیک است. تامسون که بعد بانام لرد کلوین معروف شد دریافت که پدیده‌های سیبک و پلتیر باید ارتباطی داشته باشند و تلاش کرد که این ارتباط را از دیدگاه ترمودینامیک شرح دهد. او دریافت که باید پدیده‌ای دیگر وجود داشته باشد که اینک اثر تامسون نامیده می‌شود. پدیده سیبک درگذشته بسیار کم راندمان بود اما عملکرد وسایلی که بر اساس این سازوکارها کار می‌کنند به علت داشتن دقت و حساسیت قابل قبول است. مزایای دستگاه‌های ترموالکتریک عبارت‌اند از: قابلیت اطمینان نسبتاً بالا، طول عمر زیاد، نداشتن حرکت، ارتعاش و سروصدا، جرم کم نسبت به توان تولیدی، کار حتی در اختلاف دماهای کم، استفاده از تلفات حرارتی در سیستم‌های مختلف احتراقی. معایب آن‌ها را نیز می‌توان چنین برشمرد: راندمان نسبی پایین، نیاز به منبع گرم برای کار در شرایط محیط. سامانه‌های ترموالکتریک هیچ قسمت متحرکی ندارند؛ بنابراین کاملاً بی‌صدا و بی‌نهایت قابل اطمینان هستند و به دلیل همین قابلیت اطمینان بالا در مأموریت‌های فضایی و در مکان‌هایی استفاده می‌شوند که استفاده از انرژی خورشید برای پدیده فتوالکتریک ممکن نیست. در کاربردهای فضایی از نوعی خاص از سیستم ترموالکتریکی استفاده می‌شود که در آن منبع گرم تابش‌های رادیواکتیو اکسید پلوتونیوم است. به این سیستم تولید توان ژنراتور ترموالکتریکی رادیو ایزوتوپی (آرتی جی) می‌گویند. این سیستم در مأموریت افق‌های نو در محدوده سیاره پلوتون که شدت تابش نور خورشید بسیار کم تست بکار رفته است. نیمه‌عمر پلوتونیوم ۲۳۸، ۸۷ سال است. در طول ۳ دهه استفاده از این وسایل تولید توان در عرصه فضا تاکنون هیچ‌گونه سانحه‌ای گزارش نگردیده است. علاوه بر سامانه‌های ترموالکتریک یادشده که برای تولید توان استفاده می‌شوند، نوعی دیگر از سامانه‌های

ترموالکتریک نیز ساخته شده‌اند که به‌عنوان پمپ حرارتی (خنک‌کننده) به کار می‌روند و بر اساس اثر پلتیر کار می‌کنند. این نوع سامانه‌ها در بازارهای بین‌المللی با عنوان تی‌ای‌سی شناخته شده‌اند. سامانه‌های تولید سرما نیز در جاهایی مانند آب‌سردکن، یخچال‌های قابل حمل، سیستم‌های تهویه مطبوع و ... به کار می‌روند. با توجه به آنکه در این سامانه‌ها با تغییر جهت ولتاژ می‌توان به سرعت جهت شار گرمایی را تغییر داد می‌توان از آن‌ها برای کنترل دما نیز استفاده کرد. باید گفت که فاصله زیاد کشف پدیده ترموالکتریک و تجاری شدن آن به دلیل مشکلات فناوری، ساخت و راندمان پایین بوده است. با گسترش و توسعه نیمه‌هادی‌های ترکیبی، پیش‌بینی می‌شود که در آینده نزدیک ترموالکتریک نقشی مهم در استفاده از تلفات حرارتی برای تولید برق ایفا کند. ترکیبات جدید نیمه‌هادی‌ها برای پایه‌های ترموالکتریک چند قطعه‌ای به تحولی قابل توجه در راندمان این پدیده انجامیده‌اند و راندمانی در حدود ۲۰٪ و یا بیش‌تر که زمانی غیرممکن می‌نمود، اینک در مقیاس آزمایشگاهی و نیمه تجاری قابل‌دسترس است و با توجه به آن‌که این دستگاه‌ها به حرارت نیاز دارند و نه نور خلاف سلول‌های خورشیدی، می‌توانند تولید توان ۲۴ ساعته داشته باشند؛ خلاف سلول‌های خورشیدی که این مسئله یکی از محدودیت‌های آن‌هاست. از کاربردهای دریایی پدیده ترموالکتریک می‌توان این موارد را نام برد:

۱. تولید برق: یکی از کاربردهای اصلی پدیده ترموالکتریک در صنعت دریایی و دریا، تولید برق است. با استفاده از این پدیده، می‌توان انرژی حرارتی دریا را به انرژی الکتریکی تبدیل کرد و برای تأمین نیازهای برقی در کشتی‌ها، سکوها نفتی و سایر وسایل دریایی استفاده کرد.
۲. سیستم‌های خنک‌کننده: در صنایع دریایی، سیستم‌های خنک‌کننده از اهمیت بالایی برخوردار هستند. با استفاده از پدیده ترموالکتریک، می‌توان به‌طور مؤثری از انرژی حرارتی دریا برای خنک کردن سیستم‌های مختلف استفاده کرد. همچنین در خنک‌سازی تجهیزات الکترونیکی در شناورها مانند پردازشگرها و مولدهای تولید توان رادارهای دریایی این پدیده کاربرد دارد [6].
۵. تصفیه آب: تکنولوژی ترموالکتریک می‌تواند به‌عنوان یک روش تصفیه آب در صنایع دریایی مورد استفاده قرار گیرد.

با استفاده از این تکنولوژی، می‌توان آب دریا را به روشی که به‌عنوان «تصفیه آب ترموالکتریک» شناخته می‌شود، تصفیه کرد و برای مصارف مختلف در صنایع دریایی استفاده کرد [7].



شکل (۳): خنک‌کننده پلتیر به علت عدم وجود قطعات دوار یا میرد در چرخش، دقت کنترل دما در کسری از یک درجه، عمر بسیار طولانی، اندازه و حجم کوچک و شکل انعطاف‌پذیر آن کاندید مناسب جهت استفاده در تجهیزات الکترونیکی مانند پردازشگرها، مولدهای تولید توان رادارهای جستجو مورد استفاده در تجهیزات دریایی

۲-۳- سلول‌های سوختی

در نقطه مقابل سلول‌های فتوالکتریک و در انتهای خطی قرار دارند که یک طرف آن انرژی‌های تجدیدپذیر و طرف دیگر سوخت است. اصول کار سلول‌های سوخت عکس الکترولیز آب است که با عبور جریان الکتریکی بین دو الکتروود درون آب (که مختصر اسیدی یا بازی باشد) آن را به هیدروژن و اکسیژن تجزیه می‌کند. در سلول‌های سوختی با ورود هیدروژن و اکسیژن به سلول و با تمهیدات لازم اجازه ترکیب آن‌ها داده می‌شود و محصول آب به‌اضافه الکتریسیته است. ممکن است سلول‌های سوخت یک نوع باتری تلقی شوند که در آن‌ها مواد شیمیایی که باید ترکیب شوند مرتب تغذیه و محصولات شیمیایی حاصل از مدار خارج می‌شوند. در شرایط حاضر در سلول‌های سوخت عمدتاً از هیدروژن و اکسیژن استفاده می‌شود هرچند آن‌ها می‌توانند با سوخت‌های دیگر و با هوا نیز کار کنند. مزیت اصلی سلول‌های سوخت راندمان زیاد آن‌ها در تبدیل انرژی شیمیایی به الکتریسیته است (حدود ۶۰٪) اگرچه راندمان تئوری بالاتری برای اغلب سوخت‌ها نیز پیش‌بینی می‌شود.

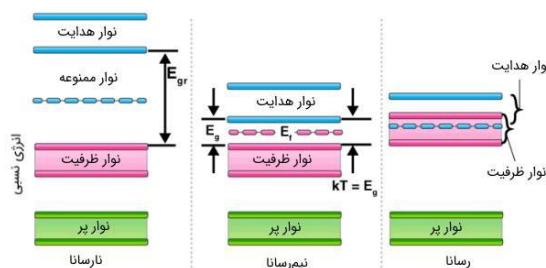
۲-۴- مبدل ترمویونیک

برخلاف مبدل ترموالکتریک، مبدل ترمویونیک به خصوصیات تعادلی الکترون در فلزات و علی‌الخصوص به اختلاف انرژی فرمی بین فلزات مختلف که به شکل فیزیکی مجزا شده‌اند وابسته است (به‌استثنای آن‌که الکترون‌ها می‌توانند از یک فلز با سطح انرژی فرمی بالاتر به فلزی با سطح انرژی فرمی پایین‌تر بروند و اختلاف پتانسیلی را بین دو فلز به وجود آورند که می‌تواند قابلیت برای جریان الکترونی به مدار باشد). برای عبور الکترون‌ها از سد پتانسیل، باید فلز دهنده الکترون را گرم کرد. این انرژی حرارتی البته تأمین‌کننده همان انرژی است که به الکتریسیته تبدیل می‌شود. این پدیده هنوز در ابتدای راه است اما راندمانی بالا (البته در مقیاس آزمایشگاهی) داشته است. با توجه به آن‌که دهنده الکترون باید با پدیده ترمویونیک عمل کند؛ مبدل ترمویونیک در دمایی بالاتر از ترموالکتریک کار می‌کند. اساس کار مبدل ترمویونیک بسیار ساده است؛ حرارت به یک الکتروود داده می‌شود و الکترون از آن صادر می‌شود و الکتروود دیگر که در دمایی پایین‌تر از الکتروود اول است الکترون‌ها را دریافت و به مدار خارجی منتقل می‌کند؛ بنابراین با دادن گرما به یک الکتروود و دریافت آن در الکتروود دیگر می‌توان الکتریسیته تولید کرد. در ماهواره‌ها دمای کارکرد بالا یک مزیت است؛ چون حرارت اضافی که به الکتریسیته تبدیل نشود باید به فضا تخلیه کرد و اگر دمای تخلیه بالا باشد طبیعتاً سطح رادیاتور کوچک‌تر است.

۳- عایق‌ها، نیمه‌هادی‌ها و هادی‌ها

نشان دادن اینکه جریان الکتریکی نمی‌تواند از یک باند خالی یا باند کاملاً پر ایجاد شود دشوار نیست. با توجه به این‌که سرعت متوسط الکترون‌ها در یک باند کاملاً خالی و یا باند کاملاً پر صفر است، جریانی وجود نخواهد داشت. از نظر فیزیکی نیز می‌توان چنین گفت که فقط در یک باند نیمه‌خالی وجود جریان الکتریکی ممکن است زیرا همواره می‌توان با تحریک الکترون به تدریج باعث حرکت آن به جایگاه‌های با انرژی و اندازه حرکت بیشتر شد. اگر باندهای زیری کاملاً پر باشند، تحریک الکترون از باند زیری ممکن نیست چون طبق اصل پائولی نمی‌توان در یک جایگاه مجاز ۲ الکترون با اعداد کوانتوم یکسان را قرار داد؛ بنابراین حرکتی وجود نخواهد داشت. در باند خالی نیز همین‌گونه است (الکترونی وجود ندارد که تحریک شود). فقط یک

ممنوعه بین باند کاملاً پر و خالی کم باشد؛ احتمال آماری این که الکترون‌هایی با حرارت تحریک و از بالاترین قسمت باند پر به پایین‌ترین قسمت باند خالی منتقل شوند زیاد است؛ بنابراین در هر درجه حرارتی تعدادی معین الکترون برای انتقال جریان الکتریکی وجود خواهد داشت. باید توجه کرد که وقتی تعدادی الکترون از باند زیرین به باند بالایی منتقل می‌شوند؛ در باند زیرین نیز تعدادی جای خالی ایجاد خواهند شد که آن‌ها هم در هدایت الکتریکی به‌عنوان حفره مشارکت دارند. چنین ماده‌ای نیمه‌هادی دانسته می‌شود و هدایت الکتریکی آن در حالت عادی به علت محدودیت تعداد الکترون‌های که در هدایت الکتریکی شرکت می‌کنند از فلزات کمتر و به‌شدت نیز به درجه حرارت وابسته است. با افزایش درجه حرارت به تعداد الکترون‌ها افزوده می‌شود و بیشتر در هدایت الکتریکی مؤثر خواهند بود. بدین طریق از نظر کیفی هدایت الکتریکی نیمه‌هادی تابعی از (انرژی باند ممنوعه) است و بنابراین تفاوت عایق و نیمه‌هادی تنها در اندازه باند ممنوعه است. همه نیمه‌هادی‌ها در صفر مطلق از نظر الکتریکی عایق کامل هستند؛ زیرا در این حالت احتمال مشارکت الکترون‌هایی که با حرارت تحریک شوند صفر است. درجه حرارت‌های بسیار بالا (که معمولاً از نظر فیزیکی نمی‌توان به آن‌ها رسید) چون نیمه‌هادی‌ها ذوب و تبخیر می‌شوند تمام عایق‌ها رفتار نیمه‌هادی را خواهند داشت.

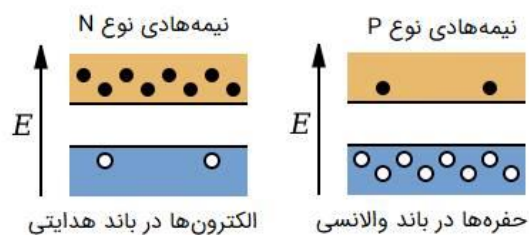


شکل (۵): باند‌های الکترونی مواد

۳-۱- نیمه‌هادی ذاتی

نیمه‌هادی که در آن الکترون و حفره تنها با عبور الکترون از باند ممنوعه، در اثر حرارت و یا عامل دیگر به وجود آید نیمه‌هادی ذاتی نامیده می‌شود. حفره‌ها و الکترون‌هایی را که بدین طریق به وجود می‌آیند بارهای حامل ذاتی و هدایت الکتریکی حاصل را هدایت الکتریکی ذاتی می‌نامند. در یک نیمه‌هادی ذاتی تعداد الکترون‌ها در باند هدایت و

حالت حرکت از باند پر به باند خالی وجود دارد که بعداً درباره آن بحث خواهد شد. در نتیجه هر حرکت الکترون با جریان الکتریکی در کریستال باید به علت حرکت الکترون در یک باند نیمه‌خالی (یا بخشی خالی) باشد. این مبنای تقسیم مواد به عایق، هادی (فلزات) و نیمه‌هادی است. باند‌های کربن (عایق) در دمای پایین باند‌های الکترونی یک نیمه‌هادی باند‌های الکترونی یک فلز در یک عایق تعداد الکترون‌ها در کریستال دقیقاً برای پر کردن تعدادی از جایگاه‌های مجاز مساوی و کافی است. بالای این باند‌ها (جایگاه‌های مجاز پرشده) تعدادی جایگاه‌های مجاز (باند‌های کاملاً خالی) وجود دارد و بین باند خالی و پر یک فاصله ممنوعه است که چنان زیاد است که از نظر فیزیکی نمی‌توان گونه‌ای انرژی (نه حرارتی و نه فوتون تابشی) به الکترون داد تا از باند زیرین به باند بالایی برود (البته به آن تعداد که از نظر الکترونی اهمیت داشته باشد)؛ مثلاً برای کربن انرژی ممنوعه $47.5(V)$ است. طول موجی که فوتون باید داشته باشد مقداری معین است. این طول موج کوتاه مترادف با فرکانس بسیار بالاست که عملاً نمی‌توان چنین طول موج‌هایی را با سازوکارهای حرارتی تولید کرد (طول موج‌هایی که از طول موج اشعه ماورای بنفش نیز کوتاه‌ترند و در طیف تشعشعی خورشید درصد تشعشع آن‌ها بسیار کم است).



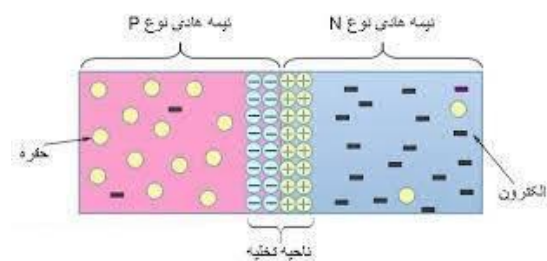
شکل (۴): نیمه‌هادی p و n

در یک نیمه‌هادی برای تولید 10^{17} الکترون در باند هدایت، دما باید بیش از $4500 K$ باشد؛ درحالی که دمای ذوب کربن $3800 K$ است؛ بنابراین انتقال تعدادی قابل‌توجه الکترون با تحریک حرارتی نیز ممکن نیست با این توضیح مشخص می‌شود که برای کربن در دمای متعارفی تمام باند‌ها با کاملاً پر یا کاملاً خالی هستند لذا الکترون نمی‌تواند حرکت کند. بدین ترتیب، این ماده از نظر الکتریکی عایق است زیرا حرکت الکترون و تحریک آن به علت بزرگ بودن انرژی ممنوعه میسر نیست. اگر انرژی

چپ وجود خواهد داشت. حفره‌های آزاد نوع P نیمه‌هادی فضایی در سمت راست خوددارند که دارای الکترون آزاد و بدون حفره است؛ بنابراین جریانی از بارهای مثبت از چپ به راست نیز وجود دارد. این پدیده نفوذ شبیه اختلاط دو محفظه گاز با فشار متفاوت است که وقتی در پیچه بسته بین آن‌ها باز می‌شود؛ برای رسیدن به حالت تعادل مولکول‌ها از سمت پرفشار به سمت کم‌فشار نفوذ می‌کنند. با گذشت زمان، تعادل ایجاد می‌شود. در این حالت در سمت چپ بارهای منفی اضافه (ساکن) و در سمت راست بارهای مثبت اضافه (ساکن) وجود دارند که به علت مهاجرت بارهای متحرک بار آن‌ها خنثی نشده است؛ بنابراین یک میدان الکتریکی در منطقه تماس این دو نوع نیمه‌هادی ایجاد می‌شود. بانفوذ بیش‌تر الکترون و حفره در جهت مخالف با خود این میدان الکتریکی قوی‌تر می‌شود و این فرآیند همچنان ادامه می‌یابد تا جایی که میدان پتانسیل الکتریکی ایجاد شده به اندازه‌ای خواهد شد که از نفوذ بیش‌تر الکترون و حفره در جهت مخالف جلوگیری کند. وقتی این توازن ایجاد می‌شود، عملاً ساختمان p-n تکمیل شده است. وقتی اتصال p-n از طرف لایه p تحت تابش نور قرار می‌گیرد؛ مثل این است که یک پتانسیل مثبت به آن اعمال شده باشد؛ زیرا تعداد الکترون‌های باند هدایت در نوع P افزایش می‌یابد و میدان الکتریکی ایجاد شده تقویت می‌شود؛ بنابراین در تابش نور روی اتصال حفره و الکترون‌های ایجاد شده به علت جذب فوتون به جهت مخالف می‌روند و چون سد پتانسیل کوتاه است از این کار جلوگیری نمی‌شود. مادام که نور می‌تابد این کار ادامه خواهد یافت. با استفاده از یک مصرف‌کننده خارجی الکترون و حفره‌های تولید شده در آن جریان می‌یابند و کار انجام می‌دهند. در نتیجه اتصال تبدیل به وسیله‌ای شده که نور را به الکتریسیته تبدیل می‌کند.

وقتی نور به اتصال می‌تابد همه فوتون‌ها نمی‌توانند حفره و الکترون ایجاد کنند. اولاً انرژی فوتون‌ها باید کافی باشد (انرژی فوتون بیش از باند ممنوعه باشد تا جذب شود و حفره و الکترون تولید کند. فوتون‌هایی با انرژی کمتر از باند ممنوعه قابل جذب نیستند). انرژی اضافه فوتون‌ها به صورت انرژی جنبشی در الکترون‌ها درمی‌آید که به باند هدایت می‌روند. این انرژی جنبشی به صورت حرارت به کریستال داده و باعث گرم شدن هسته و کریستال می‌شود و مطلوب نیست. بخشی از فوتون‌ها در سطح اتصال منعکس

حفره‌ها در باند والانس همواره یکسان است زیرا تحریک یک الکترون برابر با ایجاد یک حفره است. تعداد حفره‌ها و الکترون‌ها در یک نیمه‌هادی ذاتی با توزیع آماری فرمی دیراک تعریف می‌شود و تابع توزیع جایگاه‌ها برای باند ظرفیت و باند هدایت نیز به کمک همین توزیع آماری تعریف می‌شود. برای یک نیمه‌هادی ذاتی (خالص) اگر جرم مؤثر حفره و الکترون مساوی باشد؛ انرژی فرمی در وسط باند ممنوعه قرار می‌گیرد. انرژی فرمی چنین تعریف می‌شود: «در صفر مطلق تمام جایگاه‌های مجاز برای قرار گرفتن الکترون که انرژی کمتر از انرژی فرمی دارند پر هستند و هیچ جایگاه انرژی مجاز با انرژی بیش از انرژی فرمی پر نشده است.» به عبارت دیگر تمام جایگاه‌های مجاز با انرژی بیش از انرژی فرمی خالی هستند. تعریف ساده‌تر این است که در صفر مطلق حداکثر انرژی که الکترون می‌تواند داشته باشد معادل انرژی فرمی است. وقتی دما افزایش می‌یابد تعدادی از الکترون‌های باند ظرفیت انرژی لازم را کسب می‌کنند و به سمت باند هدایت می‌روند و به تعداد مساوی جای خالی در باند والانس باقی می‌گذارند.

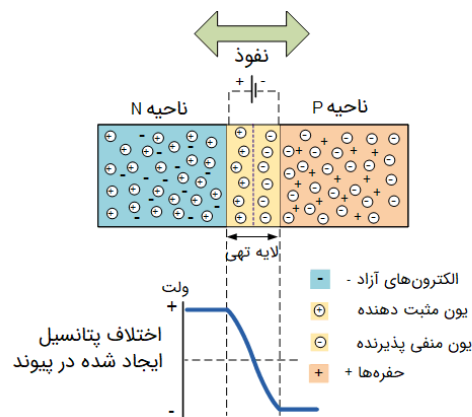


شکل (۶): اتصال دو نیمه‌هادی

۳-۲- انرژی یونیزاسیون الکترون و حفره حاصل از ناخالصی

وقتی نیمه‌هادی ناخالص می‌شود، یعنی اتم‌هایی با تعداد الکترون‌های آخرین مدار ۵ یا ۳ به آن اضافه می‌شوند، الکترون یا حفره ایجاد شده می‌تواند با مقداری انرژی منتقل شوند. انرژی لازم برای تحرک بار به انرژی یونیزاسیون معروف است. ناخالصی برای افزایش تعداد الکترون و حفره به نیمه‌هادی افزوده می‌شود تا خواص الکتریکی ماده بهبود یابد. الکترون‌های آزاد نوع n نیمه‌هادی در سمت چپ خود فضایی خالی از الکترون آزاد دارند؛ بنابراین جریانی از الکترون آزاد از سمت راست به

می‌شوند و جذب نمی‌شوند. بخشی از فوتون‌ها از اتصال می‌گذرند و از نیمه‌هادی خارج می‌شوند. برای فوتون‌هایی که دور از اتصال جذب می‌شوند قبل از رسیدن به اتصال ترکیب مجدد الکترون و حفره ایجاد می‌شود و این مسئله خصوصاً زمانی که طول عمر متوسط حاملان بار (الکترون و حفره) کم است بسیار مهم است. پس مطلوب‌ترین حالت جذب فوتون‌ها در نزدیکی اتصال است (ضخامت نیمه‌هادی در سمت نور بسیار کم باشد). در عمل دیده‌شده که یک لایه نازک از نیمه‌هادی نوع p روی n بهتر از یک لایه نازک از n روی p است.



شکل (۷): تعادل بارها و ایجاد میدان الکتریکی داخلی

۴- روش‌های ساخت اتصال مثبت - منفی

روش‌های رشد از حالت ذوب، آلیاژسازی، نفوذ اتصال نقطه‌ای، رشد اپیتاکسی و کاشت یونی عمده‌ترین روش‌های ساخت سلول‌های فتوالکتریک هستند.

۴-۱- روش رشد اتصال از حالت مذاب

از قدیمی‌ترین روش‌های ساخت اتصال است که با عمر نیمه‌هادی‌ها و ساخت وسایل الکترونیکی ساخته‌شده از آن‌ها یکسان است. در این روش نوع و نیز مقدار ناخالصی درون مذاب نیمه‌هادی به‌طور پرشی در مراحل رشد تغییر می‌کند.

۴-۲- اتصال آلیاژی

یک روش نسبتاً راحت برای ساخت اتصال، آلیاژ کردن نیمه‌هادی ناخالص شده اولیه با فلزی حاوی ناخالصی مخالف است. این فرآیند در دهه ۱۹۵۰ برای تولید دیود و ترانزیستور به کار می‌رفت.

۴-۳- روش دیفیوژن

در دهه ۱۹۶۰، روش دیفیوژن جایگزین روش آلیاژی شد. این روش به همراه کاربرد ماسک‌های مخصوص برای کنترل ناخالصی توسعه فعلی مدارهای مجتمع (آی سی) را ممکن کرد. دیفیوژن انتخابی یک شیوه بسیار شگفت‌انگیز از نظر قابلیت کنترل، دقت و تکرارپذیری است. نمایشی از این شگفتی این است که دیفیوژن انتخابی به همراه دیگر شیوه‌های تولید (آی سی) ساخت هم‌زمان و بسیار دقیق هزاران اتصال p-n روی یک چیپس سیلیکان را فراهم کرده است.

۴-۴- روش کاشت یونی

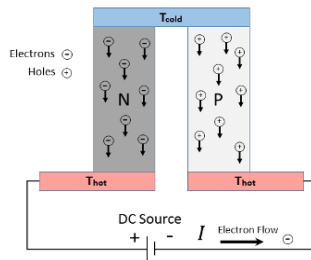
یک روش مفید و جایگزین برای روش دیفیوژن در دمای بالا کاشت یون‌های پرانرژی در داخل نیمه‌هادی است. در این روش اشعه‌ای از یون‌های ناخالصی که در محدوده چند کیلو الکترون‌ولت تا چند مگا الکترون‌ولت شتاب داده‌شده‌اند به سطح نیمه‌هادی تابانده می‌شود. این یون‌ها با ورود و برخورد به شبکه کریستالی انرژی‌شان را به این شبکه منتقل می‌کنند و در نهایت در نقطه‌ای در عمق متوسط (وابسته به انرژی اولیه و ساختار کریستالی) متوقف می‌شوند.

۵- سامانه‌های ترموالکتریک

۵-۱- ساختمان سامانه

سامانه ترموالکتریک از جفت قطعات نیمه‌هادی نوع p و نوع n تشکیل‌شده که در میان دو صفحه سرامیکی قرار گرفته‌اند. این قطعات از نظر گرمایی باهم موازی و از نظر الکتریکی سری هستند. نیمه‌هادی نوع N با نفوذ دادن تعدادی از اتم‌های گروه پنجم جدول تناوبی مانند فسفر و بعضاً عناصری از گروه ششم در ساختار بلوری سیلیکان (یا دیگر عناصر گروه چهارم) به وجود می‌آید. نیمه‌هادی نوع P به این صورت است که اگر با اتم‌هایی از ستون سوم جدول تناوبی که سه الکترون در آخرین باند دارند (مثلاً آلومینیوم) ناخالص شود؛ سه الکترون در باند کووالانسی شرکت می‌کنند و یک جای خالی برای الکترون وجود دارد؛ در نتیجه نیمه‌هادی برای جذب الکترون اضافی دارای ظرفیت است. این ظرفیت‌های اضافی مانند حفره‌هایی در سراسر نیمه‌هادی پخش شده‌اند. در این فرآیند در اثر گرم شدن سطوح بالایی چگالی الکترون‌ها و حفره‌ها به ترتیب در نیمه‌هادی‌های نوع n و p کم می‌شوند و آن‌ها به سمت

صفحه پایینی که خنک تر است حرکت می کنند. با تجمع این دو بار که علامت مخالف هم دارند؛ بین دو خروجی صفحه پایینی اختلاف پتانسیل الکتریکی به وجود می آید. با توجه به کم بودن ولتاژ تولیدی در هر جفت نیمه هادی، برای رسیدن به ولتاژ مناسب تعداد زیادی از این جفت ها را به صورت سری به هم وصل می کنند.



شکل (۹): چگونگی حرکت بارها در یک سامانه ترموالکتریک

۵-۲- ضریب تزویج

بررسی روابط ترموالکتریکی نشان می دهد که مشخصه های موادی (خصوصیات فیزیکی) در راندمان به کمک نقششان در ضریب تزویج حضور می یابند که این مشخصه (Z) به همین علت ضریب تزویج نامیده شد. با افزایش Z راندمان افزایش می یابد، بنابراین برای شرایط خصوصیات ثابت مواد نسبت به دما موادی که بیشترین ضریب تزویج را دارند از همه مناسب تر هستند.

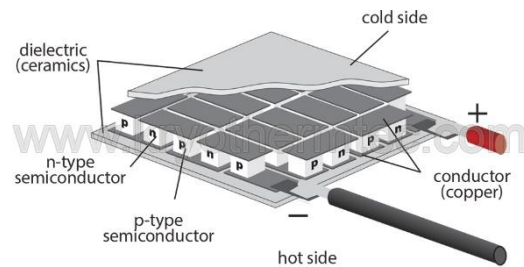
۵-۴- مولد قطعه ای و چندمرحله ای

هنگامی یک مولد ترموالکتریک برای کار در شرایط اختلاف دمای قابل ملاحظه طراحی می شود، بهتر است موادی مختلف برای رژیم های مختلف دمایی به کار گرفته شوند. به این منظور می توان ترموالمانها را قطعه قطعه و یا لایه لایه کرد. در حالت اول (قطعه قطعه کردن) هر کدام از بازوها از موادی مختلف ساخته می شوند که از نظر هدایت حرارتی با هم موازی و از نظر الکتریکی نسبت به هم سری هستند (با توجه به آنکه هر قسمت در محدوده ای از دما عمل کردی بهتر دارد، هر ماده در همان محدوده دمایی به کار می رود که بهترین عملکرد را دارد) در سیستم لایه لایه حرارت خروجی از هر لایه حرارت ورودی به لایه بعدی است.

۶- تولید توان و سرمایه ش ترموالکتریک

۶-۱- تولید توان ترموالکتریک

هدف اصلی یک ژنراتور ترموالکتریک دستیابی به موادی با بازده بالاست، اما چون مشخصه های اصلی در بازده مولد ترموالکتریک Z و T هستند؛ می توان هدف را دستیابی به ZT بیش تر دانست. سالیان متمادی «یک» مقدار آرمانی ZT بود تا اینکه با استفاده از مواد جدید (ترکیبی) و



شکل (۸): ساختمان سامانه ترموالکتریک

۵-۲- عوامل مهم در دستگاه های سرمایه ش

سه مسئله مهم برای دستگاه های سردکننده مطرح اند:

الف - حداکثر ضریب عمل کرد بین دو دمای داده شده

ب - حداکثر اختلاف دما که دستگاه می تواند به آن برسد

ج- وقتی سیستم بین دو دمای داده شده کار می کند،

حداکثر حرارت برای واحد سطح مقطع که دستگاه پمپ می کند $Q_c/(1+A)$ است.

سه روش عمومی برای بررسی تغییرات مشخصه های

فیزیکی نیمه هادی ها نسبت به دما وجود دارد:

روش اول: به کارگیری مقادیر متوسط خصوصیات فیزیکی

نسبت به دما. این روش راه شماره یک نامیده می شود و

عبارت است از: متوسط خصوصیات فیزیکی بین دو دمای

سرد و گرم.

روش دوم: اگر دستگاه به بی نهایت قطعه تقسیم شود و هر

قطعه خصوصیات فیزیکی ثابت داشته باشد؛ می توان

روابطی دقیق را برای عمل کرد اثبات کرد. این روش شماره

دو نام می گیرد (روش بی نهایت قطعه).

روش های سوم: روش دقیق است و در آن تغییر

خصوصیات فیزیکی با دما در محاسبات منظور می شود.

- [3] El-Wakil, M. M. Power Plant Technology, New York, McGraw-Hill, 1984
- [4] Moran, M. Thermodynamics, New York, John Wiley & Sons Inc, 2004. J. H. P. N. Shapiro. Fundamentals of Engineering
- [5] Li, KW. Applied. Thermodynamics: Availability Method and Energy Conversion, Taylor & Francis, 1996.
- [6] Duffie JA, WA Beckman. Solar Engineering of thermal Processes, New York, John Wiley & Sons, 2006
- [7] Rowe, D. M. (ed). Thermoelectrics Handbook (Macro to Nano), CRC, Taylor and Francis publication, 2006.
- [8] Chen, G., M. Dresselhaus and Z. Reng. "Nano Composites with High Thermoelectric Figure of Merit", Us-patent, 2009/0068465 A1 USA, Mar 12, 2009.
- [9] Fleurial, J. P., A. Borshchevsky, T. Caillat and R. Ewell. "New Materials and Devices for Thermoelectric Applications", 32st Energy Conversion Engineering Conference, Honolulu HI USA, pp1080-1085, 1997
- [10] Kang, Y. S., M. Niino, I. A. Nishida, and J. Yoshino. "Development and evaluation of 3-stage segmented thermoelectric elements." In Seventeenth International Conference on Thermoelectrics. Proceedings ICT98 (Cat. No. 98TH8365), pp. 429-432. IEEE, 1998.
- [۱۱] حسینی، ر.، نجفیان، ن. وهابی، م.، تبدیل مستقیم انرژی، انتشارات دانشگاه صنعتی امیرکبیر، ۱۳۹۵
- [12] "Photocatalytic and photoelectrocatalytic technologies for environmental applications: principles, challenges and perspectives", ScienceDirect.
- [13] Applications of photovoltaic Technologies in Maritime Navigation" MDPI.
- [14] Solar Energy in Marine Applications. " Springer.
- [15] "Thermoelectric cooling: A review of materials to systems," ScienceDirect.
- [16] "Thermoelectric Desalination Systems: A Review of Technology and Applications," ScienceDirect.

به دست آوردن ZT بیشتر از یک، راه پیشرفت در زمینه مواد ترموالکتریک گشوده شد. نکته‌ای که پس از آن مطرح می‌شود این است که هر ماده‌ای در یک محدوده خاص حداکثر (بهینه) ZT را دارد. در نتیجه پس از پیدا کردن موادی با این ویژگی‌ها مرحله بعد ترکیب مواد در ساختار سیستم‌های ترموالکتریک به گونه‌ای است که هر یک از آن‌ها در محدوده مورد انتظار بیش‌ترین مقدار ZT را داشته باشد. این نکته بسیار مهم است که در اتصال سرد مواد باید خصوصیت مورد انتظار و در اتصال گرم علاوه بر تحمل دمای بالا ZT بالا داشته باشند؛ لذا دانستن این‌که از یک ماده یکسان در اتصال سرد و گرم استفاده نشود اهمیت فراوان دارد.

۶-۲- تولید سرمایش ترموالکتریک

کاربرد مواد ترموالکتریک برای سرمایش بسیار توسعه یافته است. در این زمینه شناخت هدایت حرارتی و الکتریکی مواد اهمیت دارد. یک ماده ترموالکتریک خوب باید خواص الکترونیک مناسب در ماده کریستالی داشته باشد.

۷- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

همان‌طور که پیش‌تر آمد استفاده از سلول‌های فتوالکتریک و پدیده‌های ترموالکتریک در عرصه دریا مزایای ویژه‌ای دارد. پدیده فتوالکتریک در تولید توان، تصفیه آب، سیستم‌های ناوبری، روشنایی، نیروی محرکه پهپادهای تجسسی و ریزپرنده‌های نوین، سنسورهای فتوالکتریک کاربرد دارد. قابلیت سرمایشی پدیده ترموالکتریک نیز جهت خنک‌سازی تجهیزات الکترونیکی در شناورها مانند پردازشگرها و مولدهای تولید توان رادارهای دریایی کاربرد دارد. همچنین قابلیت تولید توان آن نیز در نیروی محرکه پهپادها و ریزپرنده‌ها، تولید هیدروژن، ماهواره‌ها و تجهیزات فضائی کاربرد دارد. این سامانه‌ها و انواع نیمه‌هادی‌های نوین در مسیر توسعه و بهینه‌سازی قرار دارند، لذا تحقیق و پژوهش بر روی آن‌ها جهت نیل به خصوصیات فیزیکی مطلوب‌تر و انتخاب کارآترین چیدمان، کارساز خواهد بود.

مراجع

- [1] Kreider, J. F. Principles of solar engineering, New York, McGraw-Hill
- [2] Culp A. W. Principles of Energy Conversion, New York, McGraw-Hill, 1991

اندازه‌گیری مقاومت افزوده و تریم شناور لنج در امواج

خلیج فارس به روش تجربی و تعمیم نتایج به لنج واقعی

رضا درستکار^۱، ابوزر ابراهیمی^{۲*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشگاه دریانوردی و علوم دریایی چابهار

۲- استادیار، عضو هیئت علمی دانشگاه دریانوردی و علوم دریایی چابهار

چکیده:

شناورهای سنتی لنج از سال‌ها قبل در کشور ایران و سایر کشورهای حوزه خلیج فارس و دریای عمان جهت حمل و نقل کالا و صید آبیان استفاده می‌شوند و از لحاظ اقتصادی نقش مهمی در زندگی مردم جنوب کشور ایفا می‌کنند. ساخت این شناورها همواره به صورت سنتی در کارگاه‌های لنج سازی انجام می‌شود و تاکنون تحقیقات کاملی بر روی مقاومت افزوده و حرکات این شناورها انجام نشده است. این پژوهش به بررسی تجربی مقاومت افزوده شناور لنج در امواج می‌پردازد. یک مدل لنج به طول ۹۵ سانتی‌متر از یک لنج واقعی با طول ۲۱/۱ متر ساخته شده و در حوضچه کشش شهدای خلیج فارس آزمایش شد. تست‌ها در آب آرام و امواج منظم در سرعت‌های مختلف انجام شده است. نتایج حاصل از حرکات شناور نشان می‌دهد تریم دینامیکی در سرعت‌های پایین به علت فشار کمتر در قسمت سینه شناور مقدار کوچکی است. با افزایش سرعت، تریم دینامیکی به دلیل افزایش فشار در قسمت سینه شناور، افزایش پیدا می‌کند. نتایج مقاومت افزوده شناور در امواج نشان می‌دهد در سرعت‌های پایین، مقاومت افزوده بسیار بالا است؛ اما با افزایش سرعت، مقاومت افزوده کاهش می‌یابد و حتی در سرعت‌های بسیار بالا، مقاومت افزوده منفی می‌شود.

واژه‌های کلیدی:

شناور لنج، مقاومت افزوده، حوضچه کشش، تست مدل، امواج خلیج فارس.

Measurement of Added Resistance and Trim of Dhow Vessel in the Waves of the Persian Gulf by Experimental Method

Reza Dorostkar¹, Abouzar Ebrahimi^{2*}

1-Master's student, Chabahar University of Maritime and Marine Sciences

2- Assistant Professor, Marine Engineering Department Chabahar Maritime University Chabahar-Iran

Abstract

Traditional barges have been used for years in Iran and other countries in the Persian Gulf and the Oman Sea for transporting goods and fishing, and they play an important role economically in the lives of the people of the south of the country. The construction of these vessels is done traditionally and so far no complete research has been done on the added resistance and movements of these floats. In the current research, the experimental investigation of the added resistance of the dhow vessel in waves has been investigated. A 95 cm long barge model was made from a vessel with a length of 21.1 meters and tested in the Persian Gulf Martyrs towing tank. Tests have been done in calm water and regular waves at different speeds. The results of the tests show that the dynamic trim at low speeds is a small amount due to the lower pressure in the floating chest. With the increase in speed, the dynamic trim increases due to the increase in pressure in the bow of the vessel. The results of the added resistance floating in the waves show that at low speeds, the added resistance is very high, but as the speed increases, the added resistance decreases, and even at very high speeds, the added resistance becomes negative.

Keywords

Dhow Vessel, Added Resistance, Towing Tank, Model Test, Persian Gulf Waves

* Corresponding author: ab_ebrahimi@yahoo.com

۱- مقدمه

لنجهای شناورهای سنتی هستند که از قدیم در جنوب کشور استفاده می‌شوند. لنجهای موجود در دریای خلیج فارس و دریای عمان به لحاظ کاربری شامل دو نوع باری و صیادی هستند که نقش مهمی در جابه‌جایی کالا، صید آبزیان و اشتغال‌زایی استان‌های ساحلی ایفا می‌کنند. با افزایش کاربری لنج باری و صیادی، بررسی هیدرودینامیکی این شناورها بسیار ضروری به نظر می‌رسد. بسیاری از شناورهای لنج در مناطقی فعالیت دارند که ممکن است امواج دریا بسیار بزرگ باشد (خلیج فارس و دریای عمان). این امواج باعث می‌شود که سیستم رانش لنج نتواند نیروی تراست مورد نیاز را به خوبی تأمین کند. در نتیجه نیروی امواج بر تراست پروانه غلبه کرده و هدایت شناور به سختی امکان‌پذیر خواهد بود. این امواج می‌تواند سبب شکستگی بدنه و در نهایت غرق شدن شناور شود. با توجه به آسیب‌پذیری سازه این شناورها در امواج بزرگ دریا، لازم است مقاومت افزوده در امواج در بررسی سیستم رانش و پروانه مدنظر قرار گیرد. اغلب این شناورها در محدوده خلیج فارس فعالیت می‌کنند. از این رو در تحقیق حاضر، مقاومت افزوده، ترمیم و فرورفتگی آبدنه لنج در امواج خلیج فارس با استفاده از تست تجربی در حوضچه کشش اندازه‌گیری شد. بدین منظور، یک مدل کوچک از یک لنج واقعی ساخته شده و در حوضچه کشش با یک موج منظم آزمایش شد. نتایج این تحقیق می‌تواند در طراحی بهتر و ایمن‌تر بدنه و پروانه لنج‌ها بسیار مفید باشد و از خروجی‌های آن در جهت کاهش مصرف سوخت شناور و نیز افزایش ایمنی شناور در امواج استفاده کرد.

تاکنون تحقیقات کاملی بر روی مقاومت افزوده و حرکات لنج‌ها در امواج انجام نشده است. موضوع مقاومت افزوده برای کشتی‌های تجاری مانند نفتکش‌ها و کانتینربرها نیز بسیار حائز اهمیت بوده و تحقیقات زیادی بر روی این موضوع انجام شده است. در این قسمت مطالعات قبلی در این زمینه بررسی شده است.

در مطالعه اریباس^۲ و همکاران در سال ۲۰۰۷ [۱]، از چند تئوری مختلف برای پیش‌بینی مقاومت افزوده در کشتی استفاده شده است. در این تحقیق تست‌های صورت گرفته برای مدل‌های تک‌بدنه مورد بررسی و صحت‌سنجی قرار گرفته است. آزمایش‌ها و نتایج به‌دست‌آمده بر روی امواج از روبرو^۳ متمرکز شده است که از نظر مقاومت افزوده بسیار حائز اهمیت است. در این تحقیق، نتایج تجربی با نتایج عددی مقایسه شده و در مورد دامنه کاربرد نظریه‌های ارائه‌شده نتیجه‌گیری شده است.

شائو^۵ و همکاران در سال ۲۰۱۲ [۲]، از یک فرمول جایگزین برای دریامانی خطی و تجزیه و تحلیل مقاومت افزوده بر اساس سیستم مختصات استفاده کردند. مطالعات عددی برای یک بدنه اصلاح‌شده ویگلی، یک کشتی سری ۶۰ با ضریب بلوک ۰/۷ و کشتی کانتینری ۱۷۵S انجام شده است. نتایج ارائه‌شده برای نوسانات اجباری هیو و پیچ، پاسخ‌های حرکتی و مقاومت افزوده در امواج از روبرو تطابق خوبی با نتایج تجربی و برخی مطالعات عددی دیگر نشان می‌دهد.

در تحقیق دان^۶ و همکاران در سال ۲۰۱۳ [۳]، مقاومت افزوده برای یک کشتی بزرگ مدرن در امواج کوتاه، مورد بررسی قرار گرفته و با توجه به نتایج به‌دست‌آمده، فرمول تخمینی برای محاسبه مقاومت افزوده در امواج کوتاه ارائه شده است.

لی^۷ و همکاران در سال ۲۰۱۷ [۴]، تحقیقی را بر روی مقاومت افزوده یک کشتی کانتینربر مدرن تحت رول پارامتریک به روش عددی انجام دادند. آنها از روش پانل رانکین در حوزه زمان برای به دست آوردن حرکات کشتی و مقاومت افزوده در امواج استفاده کردند و در نهایت، یک روش پیش‌بینی ساده برای مقاومت افزوده کشتی در هنگام رول پارامتریک نامنظم ارائه دادند که بر اساس روش همبستگی بنا نهاده شده است. آنها در نهایت دقت و کارایی این روش را با روش‌های محاسباتی دیگر مقایسه کردند.

در مطالعه یو^۸ و همکاران در سال ۲۰۱۷ [۵]، مقاومت افزوده و حرکات مدل نفت کش KVLCC۲ تحت تأثیر ۱۴ موج منظم با استفاده از نتایج تجربی و عددی بررسی شد.

^۶ Duan

^۷ Lee

^۸ Yu

^۲ Sinkage

^۳ Arribas

^۴ Head waves

^۵ Shao

طول موج، سرعت حرکت کشتی و زاویه برخورد موج بر مقاومت افزوده و دریامانی تریماران بررسی شده است. نتایج نشان می‌دهد که روند تغییرات مقاومت افزوده شده و دامنه حرکات تریماران در امواج کاملاً متأثر از شیب و زاویه برخورد موج بوده و رفتار آن متفاوت از کشتی‌های تک‌بدنه سنتی است.

۲- مقاومت افزوده در امواج

سرعتی که یک کشتی می‌تواند در آب‌های آرام به دست آورد به مقاومت، راندمان پروانه و قدرت موتور آن بستگی دارد. در آب‌وهوای نامساعد، مقاومت کل در اثر امواج و باد تغییر می‌کند و تغییرات روی بار پروانه معمولاً باعث کاهش راندمان پروانه می‌شود. سرعتی که کشتی می‌تواند برای یک قدرت موتور معین به دست آورد معمولاً با این اثرات کاهش می‌یابد. این کاهش سرعت غیرارادی اغلب به بیش از دو یا سه گره نمی‌رسد؛ اما ممکن است منجر به خسارات مالی قابل توجهی برای کشتی‌های تجاری شود [۱۰].

یک کشتی که در امواج منظم حرکت می‌کند دارای مقاومت نوسانی خواهد بود. در امواج از روبرو، مقدار میانگین مقاومت بیشتر از مقاومت در برابر آب آرام خواهد بود و تفاوت ممکن است به تأثیر امواج نسبت داده شود [۱۱]. مقاومت کل کشتی (R_t) در امواج را می‌توان به شکل زیر نوشت:

$$R_t = R_c + R_{aw} \quad (1)$$

که در این رابطه، R_c مقاومت در آب آرام و R_{aw} مقاومت افزوده در امواج است. با توجه به نوسانات موج برخوردی به کشتی، نمودار مقاومت افزوده کشتی نیز نوسانی است و معمولاً مقدار میانگین نمودار را به‌عنوان مقاومت افزوده بیان می‌کنند.

۳- اطلاعات لنج واقعی و مدل

شناور مورد مطالعه یک شناور لنج صیادی است که در یک کارگاه لنج‌سازی در جزیره قشم از جنس فایبرگلاس ساخته شده است. در شکل ۱ نمای مقاطع عرضی و در شکل ۲ نمای جانبی لنج نمایش داده شده است.

مقادیر متوسط فاز مقاومت کل در شرایط آب آرام و موج ثابت تقریباً یکسان بود؛ اگرچه دامنه در شرایط آب آرام کوچک‌تر از شرایط با موج ثابت بود.

سئو و همکاران [۶]، از یک کد دینامیک سیالات محاسباتی OpenFOAM برای پیش‌بینی مقاومت افزوده و حرکات یک کشتی استفاده کردند. آنها ۵ موج روبرو با طول موج‌های مختلف با نسبت λ/L_{PP} بین ۰/۶۵ تا ۱/۹۵ را بررسی و نتایج مقاومت افزوده و هیو و پیچ کشتی را با نتایج تست‌های مدل مقایسه کردند. نتایج نشان داد هنگامی که طول موج تقریباً با طول کشتی برابر بود، مقاومت افزوده در مقایسه با طول موج‌های دیگر بیشتر است.

پارک^۹ و همکاران در سال ۲۰۱۹ [۷]، مقاومت افزوده یک کشتی نفت‌کش را به‌صورت تجربی در امواج مورب بررسی کردند. این آزمایش‌ها در حوضچه کشتی SSPA و برای هفت موج مورب با زاویه ۰ تا ۱۸۰ درجه انجام شد. نتایج این مطالعه نشان داد در شرایط امواج مورب در دریا، یک نفت‌کش با سرعت طراحی، نتایج محاسباتی داده‌های روش پانل رانکین حاضر به‌خوبی با نتایج تجربی مطابقت داشت. نتایج روش نواری نیز همخوانی خوبی با نتایج تجربی داشت؛ اما مقاومت افزوده بیشتر از نتایج تجربی بود.

در تحقیق لیو و همکاران [۸]، بررسی جامعی را بر روی مطالعات تجربی منتشر شده در مورد مقاومت افزوده کشتی در امواج انجام دادند و با استفاده از این بانک اطلاعاتی شامل حدود ۳۰۰۰ داده برای ۱۳۰ کشتی با نوع و اندازه‌های مختلف، یک فرمول تجربی برای تقریب مقاومت افزوده در امواج منظم به دست آوردند. تجزیه و تحلیل خطا برای سناریوهای مختلف نشان داد عملکرد فرمول توسعه‌یافته رضایت‌بخش است.

در تحقیق گونگ و همکاران [۹]، مطالعه عددی بر روی مقاومت افزوده و دریامانی یک شناور تریماران در امواج مورب غیرخطی را با استفاده از یک روش ترکیبی به نام QaleFOAM انجام شده است. این روش می‌تواند یک تریماران را که در یک میدان موج بزرگ حرکت می‌کند با در نظر گرفتن اثرات لزجت و برهمکنش بدنه و امواج شبیه‌سازی کند. آنها این روش عددی را با داده‌های تجربی برای یک تریماران در امواج اعتبارسنجی کردند. در این تحقیق، اثرات پارامترهای مختلف از قبیل شیب موج،

⁹ Park

جهت اندازه‌گیری مقاومت افزوده، در ابتدا باید مقاومت در آب آرام اندازه‌گیری شود. مطمئن‌ترین روش جهت اندازه‌گیری مقاومت مدل، روش تست تجربی است. در این روش، مدل با سرعت مشخصی در حوضچه توسط اربه کشش حرکت داده می‌شود و مقدار نیروی وارد بر بدنه مدل توسط نیروسنج‌های نصب‌شده بر روی مدل اندازه‌گیری می‌شود. در این تحقیق، تست‌های مدل در حوضچه کشش آزمایشگاه شهدای خلیج فارس انجام شده است.

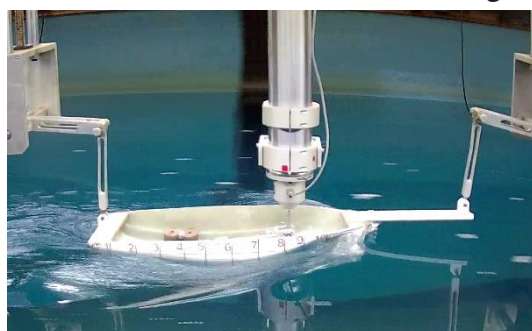
۴-۱- تست در آب آرام

تست‌های آب آرام در ۴ سرعت مختلف انجام شده که مشخصات این تست‌ها در جدول ۲ ارائه شده است. علاوه بر مقاومت مدل، مقدار فرورفتگی^۱ و تریم مدل نیز اندازه‌گیری می‌شود. مقدار فرورفتگی در واقع تغییرات آب‌خور مدل در اثر تغییرات توزیع فشار در اطراف مدل است و مقدار مثبت آن به معنی افزایش آب‌خور است. همچنین، با توجه به تنظیمات سنسورهای اندازه‌گیری، مقدار مثبت تریم به معنی تریم به سمت پاشنه است.

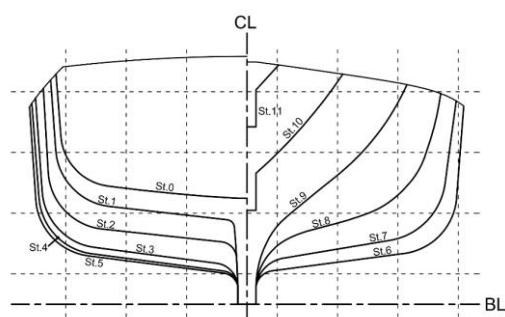
جدول ۲: تست‌های انجام شده در آب آرام

شماره تست	سرعت (متر بر ثانیه)
۱	۰/۵
۲	۰/۸
۳	۱/۱
۴	۱/۵

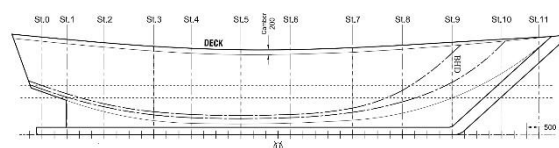
قابل ذکر است که سرعت طراحی لنج ۱۰ گره معادل ۵/۱۴ متر بر ثانیه بوده است که در مقیاس مدل، معادل ۱/۱ متر بر ثانیه است. در شکل ۴ تست مدل در آب آرام نمایش داده شده است.



شکل ۴: تست مدل در آب آرام



شکل ۱: نقشه خطوط بدنه لنج



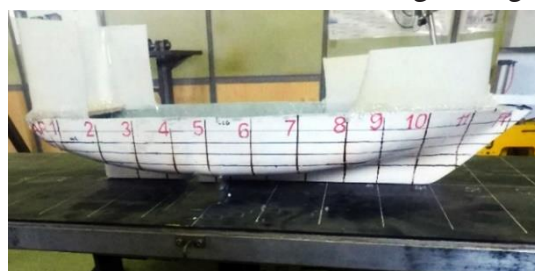
شکل ۲: ابعاد کلی شناور لنج

ابعاد لنج واقعی و لنج مدل در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱: اطلاعات شناور لنج واقعی و مدل

مدل لنج	لنج واقعی	
طول	۲۱/۱ متر	۹۵ سانتی‌متر
عرض	۷/۱ متر	۳۲ سانتی‌متر
ارتفاع	۳/۳ متر	۱۵ سانتی‌متر
آب‌خور	۲/۲ متر	۱۰ سانتی‌متر
سرعت طراحی	۵/۱۴ m/s (۱۰ گره)	۱/۱ m/s

جهت ساخت مدل لنج، نقشه سه‌بعدی بدنه با استفاده از نرم‌افزار راینو طراحی و توسط دستگاه CNC بر روی فوم با چگالی بالا تراش کاری شد. سپس مدل با استفاده از این قالب و با الیاف فایبرگلاس لایه‌گذاری شد. مدل لنج در شکل ۳ نمایش داده شده است.



شکل ۳: مدل شناور لنج

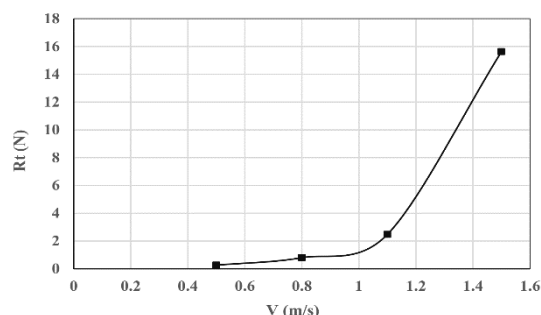
۴-۲ تست مدل در حوضچه کشش

همان گونه که در شکل های فوق مشاهده می شود، مقدار مقاومت، تریم و فرورفتگی مدل در سرعت ۱/۵ متر بر ثانیه نسبت به سرعت ۱/۱، تغییرات چشمگیری دارد. دلیل این امر آن است که این سرعت برای یک مدل لنج (معادل ۱۴ گر در یایی در لنج واقعی) سرعت بسیار بالایی محسوب می شود؛ زیرا در این سرعت عدد فرود شناور به بیش از ۰/۵ می رسد و بنابراین سرعت شناور از محدوده عدد فرود شناورهای جابجایی فراتر رفته و وارد محدوده فرود شناورهای نیمه جابجایی می شود (شناورهای با عدد فرود کمتر از حدود ۰/۴ به عنوان شناورهای جابجایی و شناورهای با عدد فرود بین ۰/۴ تا ۱ به عنوان نیمه جابجایی شناخته می شوند [۱۲]). طبیعتاً در این سرعت، نیروهای هیدرودینامیکی نسبت به حالت جابجایی (سرعت های پایین) افزایش شدیدی خواهد داشت. این پدیده سبب افزایش شدید مقاومت کل لنج در این سرعت شده است. همچنین، با توجه به اینکه فرم بدنه لنج از نوع جابجایی^۱ است. در این نوع فرم بدنه، برخلاف بدنه های نیمه جابجایی یا پروازی، در سرعت های بسیار بالا، آبخور شدیداً افزایش می یابد (مطابق شکل ۶) و این پدیده سبب افزایش شدید مقاومت می شود.

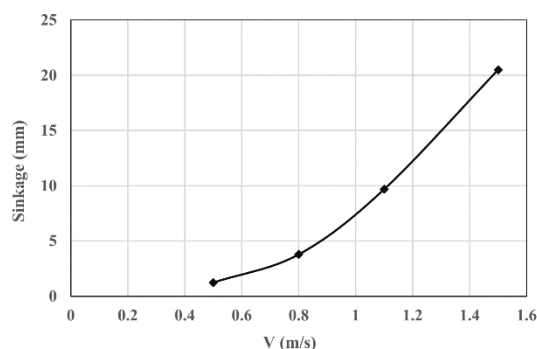
۴-۲- نتایج تست مدل در امواج

اغلب شناورهای لنج در محدوده خلیج فارس و دریای عمان فعالیت می کنند. بیشتر حوادث دریایی برای لنج ها هنگامی اتفاق می افتد که دریا طوفانی است و امواج بزرگی به وجود می آید که به لنج برخورد می کنند. در این حالت، با توجه به ناتوانی سیستم رانش این شناورها در تقابل با امواج، قادر به حرکت نیستند. در نتیجه به شدت آسیب پذیر شده و ممکن است بدنه آنها دچار شکستگی و آب گرفتگی شده و نهایتاً غرق شوند. یکی از اهداف این تحقیق، بررسی اثرات امواج خلیج فارس بر روی حرکات و مقاومت این شناورها است. به همین دلیل، در این بخش تست مدل در امواج مقیاس شده خلیج فارس انجام خواهد شد. با توجه به اطلاعات امواج منطقه خلیج فارس [۱۳]، موج غالب این منطقه دارای ارتفاع حدود ۱ متر و پریود ۵ ثانیه است که با در نظر گرفتن مقیاس مدل شناور لنج و اعمال قوانین تشابه، ارتفاع این موج در حالت مدل حدود ۵ سانتی متر و

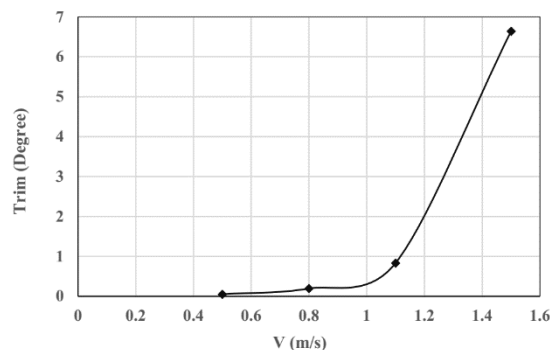
نمودار مقاومت کل (R_t)، فرورفتگی و تریم دینامیکی مدل برحسب سرعت در آب آرام در شکل های ۵ تا ۷ و جدول ۳ نمایش داده است.



شکل ۵: مقاومت کل مدل در سرعت های مختلف در آب آرام



شکل ۶: فرورفتگی مدل در سرعت های مختلف در آب آرام



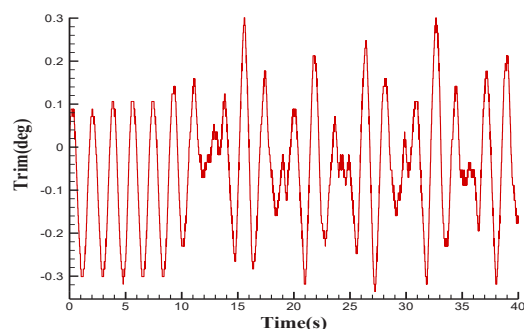
شکل ۷: تریم دینامیکی مدل در سرعت های مختلف در آب آرام

جدول ۳: مقاومت، فرورفتگی و تریم دینامیکی در آب آرام

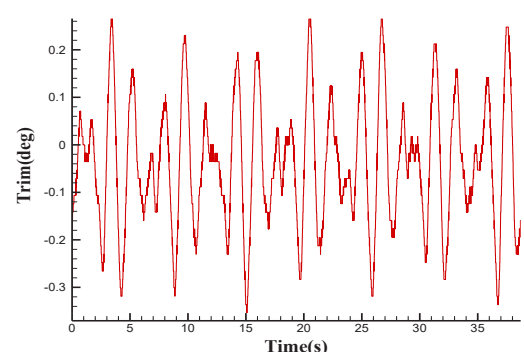
شماره تست	سرعت (متر بر ثانیه)	مقاومت (نیوتن)	فرورفتگی (میلی متر)	تریم دینامیکی (درجه)
۱	۰/۵	۰/۲۶۳	۱/۲۴	۰/۰۵
۲	۰/۸	۰/۸۰۵	۳/۷۹	۰/۱۹۵
۳	۱/۱	۲/۴۷۷	۹/۶۹	۰/۸۳۲
۴	۱/۵	۱۵/۶۲	۲۰/۴۷	۶/۶۴

¹ Displacement

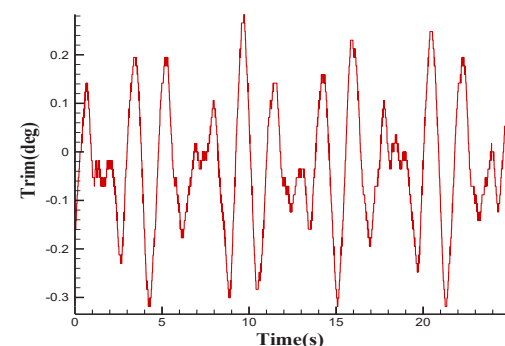
یکی از اثرات موج از روبرو، تغییر تریم دینامیکی شناور است. در شکل ۹ نمودار تغییرات تریم دینامیکی شناور در امواج در سرعت‌های مختلف نمایش داده شده است.



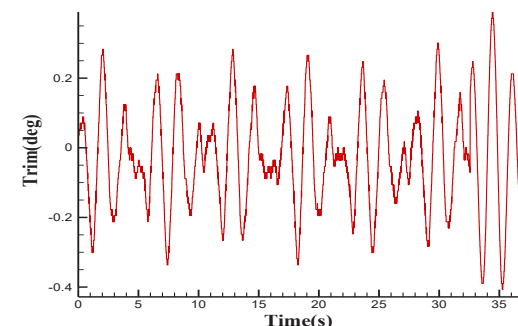
(الف)



(ب)



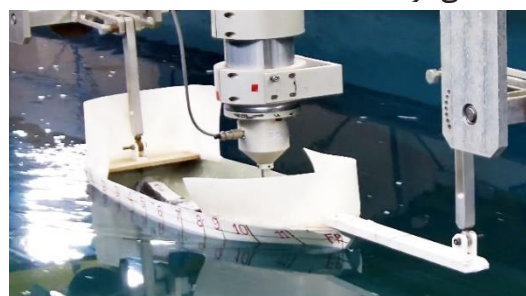
(ج)



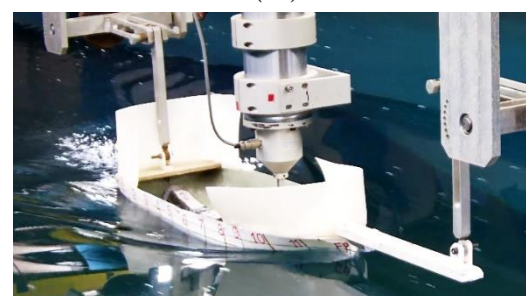
(د)

شکل ۹: تریم دینامیکی مدل در موج الف (ب ۰/۵ m/s ج ۰/۸ m/s د ۱/۱ m/s ۱/۵ m/s)

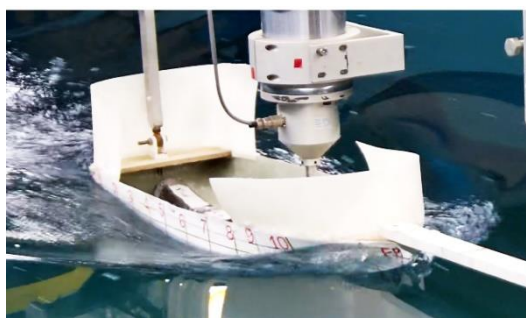
پریود آن حدود ۱ ثانیه خواهد بود. در این موج، تست مدل مشابه آب آرام در ۴ سرعت مختلف انجام شد. با توجه به اینکه بدترین حالت ممکن برای یک شناور، امواج روبرو^{۱۲} است، تست‌ها در این حالت انجام گرفت. در شکل ۷ مدل در حال تست در موج با ارتفاع ۵ سانتی‌متر و پریود ۱ ثانیه مشاهده می‌شود.



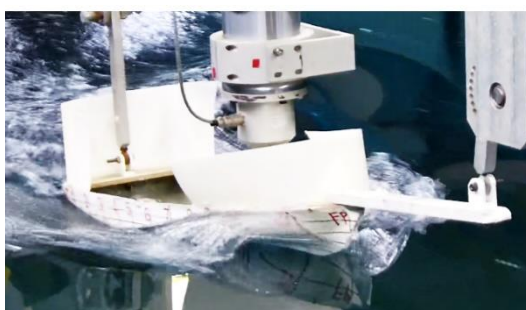
(الف)



(ب)



(ج)

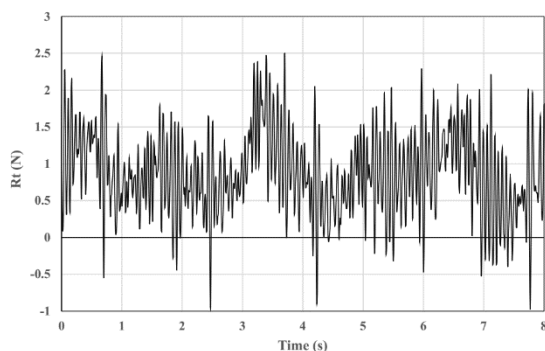


(د)

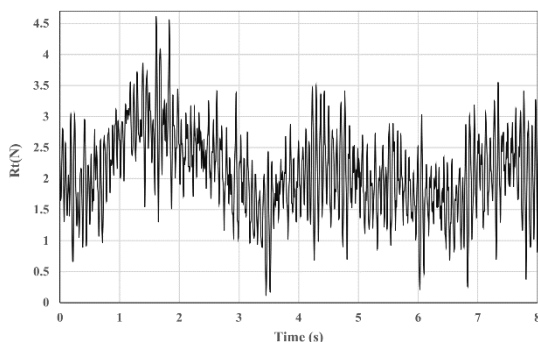
شکل ۸: تست مدل در امواج روبرو، الف (ب ۰/۵ m/s ج ۰/۸ m/s د ۱/۱ m/s ۱/۵ m/s)

^۱ Head Sea

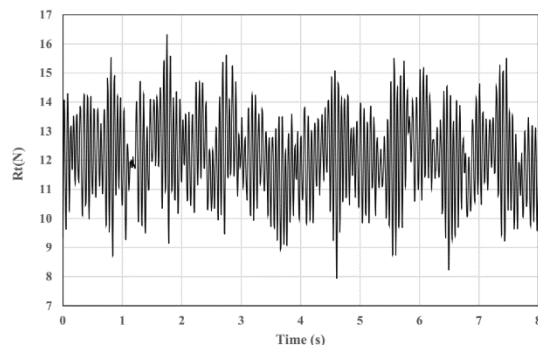
^۲



(ب)



(ج)



(د)

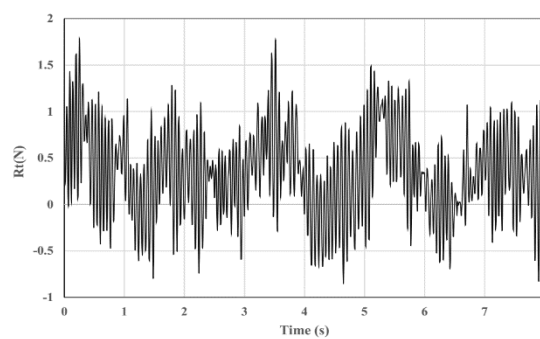
شکل ۱۰: مقاومت کل مدل در امواج، الف) 0.5 m/s ب) 0.8 m/s

ج) $1/8 \text{ m/s}$ د) $1/5 \text{ m/s}$

با توجه به برخورد موج منظم سینوسی به شناور، نمودار مقاومت برحسب زمان نیز دارای شکل سینوسی خواهد. این نمودار دارای بیشینه، کمینه و میانگین است و آنچه در طراحی سیستم رانش باید مدنظر قرار گیرد، میزان ماکزیمم مقاومت در امواج است. اگرچه در برخی از تحقیقات، مقدار میانگین نیز مطرح شده است. با توجه به نمودارهای شکل ۱۰، ماکزیمم نیروی مقاومت در سرعت 0.5 m/s متر بر ثانیه، $1/2$ نیوتن است. در سرعت 0.8 m/s متر بر ثانیه، بیشینه مقاومت کل به $1/9$ نیوتن می‌رسد. با افزایش سرعت، تنش برشی، مقاومت اصطکاکی و مقاومت موج‌سازی شناور افزایش می‌یابد. به همین دلیل، در سرعت

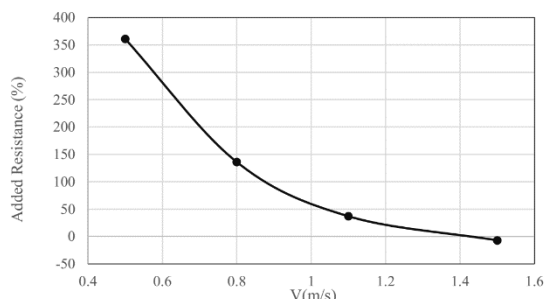
همان‌گونه که در شکل ۹ مشاهده می‌شود، تریم دینامیکی شناور در سرعت‌های مختلف دارای نوسانات شدیدی است. با توجه به برخورد موج به صورت سینوسی، تغییرات تریم نیز نوسانی خواهد بود. هنگامی که قله موج به سینه شناور برخورد می‌کند؛ تریم به سمت پاشنه (تریم مثبت) ایجاد خواهد شد؛ اما پس از عبور موج، وقتی قله موج به قسمت پاشنه شناور می‌رسد سبب تریم به سمت سینه (تریم منفی) می‌شود. در سرعت 0.5 m/s متر بر ثانیه، مقدار تریم دینامیکی مدل حدود 0.1 درجه است که در این سرعت، تریم شناور نسبت به آب آرام افزایش یافته است. در سرعت 0.8 m/s متر بر ثانیه، تریم شناور نسبت به سرعت 0.5 m/s متر بر ثانیه مقداری افزایش پیدا کرده است؛ اما نسبت به آب آرام کاهش یافته است. در سرعت $1/1 \text{ m/s}$ متر بر ثانیه (معادل 10 نات در لنج واقعی) که سرعت طراحی شناور لنج می‌باشد؛ مقدار تریم دینامیکی حدود 0.15 درجه است که نسبت به آب آرام مقدار کمتری است؛ اما نوسانات تریم دینامیکی در امواج بیشتر از تریم دینامیکی در آب آرام است. در سرعت $1/5 \text{ m/s}$ متر بر ثانیه، تریم دینامیکی شناور حدود 0.18 درجه را نشان می‌دهد که نسبت به آب آرام (حدود $6/64$ درجه)، کاهش قابل‌ملاحظه‌ای را نشان می‌دهد؛ بنابراین، می‌توان نتیجه گرفت برخورد امواج با مشخصات ذکر شده، سبب کاهش تریم دینامیکی شناور شده است. ذکر این نکته ضروری است که این موضوع برای تمام امواج صادق نیست؛ زیرا در صورتی که نسبت طول موج به طول شناور تغییر کند، موقعیت قله و قعر موج بر روی بدنه نیز تغییر می‌کند و این موضوع سبب خواهد شد رفتار تریم دینامیکی شناور متفاوت باشد.

در شکل ۱۰ تاریخچه زمانی مقاومت کل مدل در امواج در سرعت‌های مختلف نمایش داده شده است.



(الف)

که در این رابطه، R_{tw} بیشینه مقاومت در امواج و R_c مقاومت در آب آرام است. با توجه به مقادیر مقاومت در آب آرام و امواج، درصد مقاومت افزوده در سرعت‌های مختلف محاسبه شده و مقدار آن در شکل ۱۲ و جدول ۵ ارائه شده است.



شکل ۱۲: درصد مقاومت افزوده مدل لنج در امواج با ارتفاع ۵ سانتی‌متر و پریود ۱ ثانیه

جدول ۵: درصد مقاومت افزوده در امواج با ارتفاع ۵ سانتی‌متر و پریود ۱ ثانیه

شماره تست	سرعت (متر بر ثانیه)	درصد مقاومت افزوده
۱	۰/۵	۳۵۶/۲۷
۲	۰/۸	۱۳۶/۰۲۴
۳	۱/۱	۳۷/۲۶۲
۴	۱/۵	-۷/۱۷

همان‌گونه که در شکل ۱۲ مشاهده می‌شود، مقاومت افزوده در سرعت‌های پایین بسیار زیاد است؛ اما با افزایش سرعت، مقاومت افزوده در امواج کاهش یافته است. حتی در سرعت ۱/۵ متر بر ثانیه، درصد مقاومت افزوده به کمتر از صفر رسیده است. همان‌گونه که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، فرورفتگی مدل در امواج نسبت به آب آرام به شدت کاهش یافته است. کاهش فرورفتگی سبب کاهش سطح خیس و در نتیجه کاهش مقاومت کل مدل می‌شود. این موضوع بخصوص در سرعت‌های ۱/۱ و ۱/۵ متر بر ثانیه بسیار مشهودتر است. به همین دلیل درصد مقاومت افزوده در سرعت‌های بالاتر کاهش یافته و حتی منفی شده است.

۴-۴- تعمیم نتایج به لنج واقعی

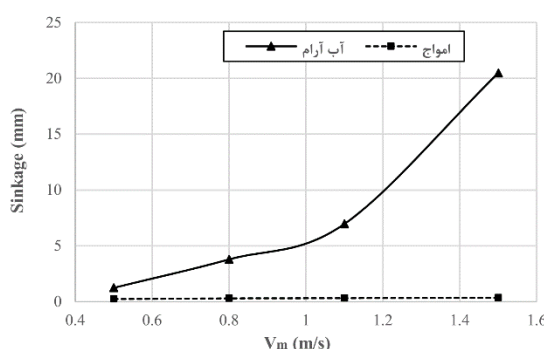
برای تعمیم نتایج مدل به لنج واقعی، از روش موسوم به ITTC-57 [۱۴] استفاده می‌شود. در این روش، مقاومت

۱/۱ متر بر ثانیه که سرعت طراحی لنج می‌باشد؛ بیشینه مقاومت حدود ۳/۴ نیوتن را نشان می‌دهد. در سرعت ۱/۵ متر بر ثانیه که مقاومت موج‌سازی و اصطکاکی به شدت افزایش پیدا کرده است، مقاومت کل مدل در این سرعت به حدود ۱۴/۵ نیوتن رسیده است. در جدول ۴، خلاصه نتایج تست مدل در امواج آمده است.

جدول ۴: مقاومت، فرورفتگی و تریب دینامیکی در سرعت‌های مختلف برای ارتفاع موج ۵ سانتی‌متر و پریود ۱ ثانیه

شماره تست	سرعت (m/s)	مقاومت کل (N)	فرورفتگی (mm)	تریب دینامیکی (deg.)
۱	۰/۵	۱/۲	۰/۲۴	۰/۱
۲	۰/۸	۱/۹	۰/۳	۰/۱۳
۳	۱/۱	۳/۴	۰/۳۲	۰/۱۵
۴	۱/۵	۱۴/۵	۰/۳۵	۰/۱۸

در شکل ۱۱، فرورفتگی مدل در آب آرام و امواج با هم مقایسه شده است.



شکل ۱۱: مقایسه فرورفتگی مدل در آب آرام و امواج

همان‌گونه که در شکل ۱۱ مشاهده می‌شود، فرورفتگی مدل در امواج نسبت به آب آرام به طور چشمگیری کاهش یافته است. یکی از عواملی که بر روی فرورفتگی مدل تأثیر می‌گذارد، توزیع فشار در اطراف مدل است. بررسی دقیق این موضوع نیاز به تست‌های مدل بیشتر یا مدل‌سازی عددی دارد تا بتوان با تحلیل توزیع فشار و سرعت اطراف مدل، نقش امواج در کاهش فرورفتگی مدل را توجیه کرد.

۴-۳- محاسبه مقاومت افزوده

پس از محاسبه مقاومت در آب آرام و امواج، درصد مقاومت افزوده در امواج برای شناور لنج را می‌توان از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$R_{av} = \frac{R_{tw} - R_c}{R_c} \times 100 \quad (۲)$$

مقاومت در امواج خلیج فارس (kN)	مقاومت در آب آرام (kN)	سرعت لنج واقعی (Knot)
۷/۲۱۳	۱/۵۸۲	۴/۵۵
۱۳/۹۳۵	۵/۹۰۵	۷/۲۹
۲۹/۹۰۷	۲۱/۸۳۵	۱۰
۱۴۷/۴۰۵	۱۵۸/۵۱۵	۱۳/۶۷

۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این تحقیق، مقاومت افزوده و حرکات مدل یک شناور لنج به‌صورت تجربی موردبررسی قرار گرفت. اندازه‌گیری‌ها در آزمایشگاه دریایی شهدای خلیج فارس انجام شده است. موج مدنظر در این تحقیق، موج مشابه موج غالب در محدوده خلیج فارس و دریای عمان بوده است. در ابتدا مقاومت در آب آرام اندازه‌گیری شد و سپس با ایجاد موج روبرو در حوضچه کشش، مقاومت مدل در امواج نیز ثبت شد. با مقایسه مقاومت در آب آرام و امواج، نتایج زیر قابل بیان است:

- در آب آرام و در امواج، با افزایش سرعت، مقدار تریم دینامیکی مدل به سمت پاشنه نیز افزایش می‌یابد.

- در آب آرام، با افزایش سرعت، فرورفتگی مدل (افزایش آب‌خور) نیز افزایش می‌یابد؛ اما در امواج، تغییرات فرورفتگی مدل بسیار جزئی است. همچنین، فرورفتگی مدل در آب آرام نسبت به امواج بسیار بیشتر است.

- مقاومت مدل در سرعت‌های مختلف در آب آرام به‌صورت توانی با سرعت افزایش می‌یابد؛ اما در سرعت ۱/۵ متر بر ثانیه، با توجه به افزایش عدد فرود و تغییر محدوده سرعت مدل از حالت جابجایی به نیمه جابجایی، مقاومت شدیداً افزایش می‌یابد.

- مقاومت مدل در امواج با توجه به برخورد موج سینوسی از روبرو، دارای شکل سینوسی است. اگرچه به دلیل ماهیت اندازه‌گیری‌های تجربی، نوساناتی نیز دارد.

- درصد مقاومت افزوده مدل لنج در سرعت‌های پایین، بسیار بالا است؛ اما با افزایش سرعت، مقاومت افزوده کاهش می‌یابد و حتی منفی می‌شود. دلیل این موضوع، کاهش فرورفتگی مدل در امواج و در نتیجه کاهش سطح خیس شده و نیز کاهش مقاومت کل است. این موضوع حتی می‌تواند سبب کاهش مقاومت در امواج نسبت به آب آرام شود.

کل (R_T) به دو مؤلفه مقاومت اصطکاکی (R_F) و مقاومت باقیمانده (R_R) تقسیم می‌شود:

$$R_T = R_F + R_R \quad (۳)$$

ضرایب نیروی مقاومت از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$c_i = \frac{R_i}{0.5 \rho V^2 S} \quad (۴)$$

در این روش، فرض می‌شود ضریب مقاومت باقیمانده برای مدل و کشتی واقعی برابر است. مقاومت افزوده موج نیز یکی از مؤلفه‌های مقاومت باقیمانده کشتی محسوب می‌شود. ضریب مقاومت اصطکاکی را می‌توان از فرمول ITTC-57 محاسبه کرد:

$$c_F = \frac{0.075}{(\log_{10} Rn - 2)^2} \quad (۵)$$

پس از انجام تست مدل، مقدار مقاومت کل مدل به دست می‌آید و ضریب مقاومت کل مدل (c_{Ts}) را نیز می‌توان از رابطه (۴) محاسبه کرد. سپس، مقدار ضریب مقاومت باقیمانده (c_R) بدین‌صورت به دست می‌آید:

$$c_R = c_{Tm} - c_{Fm} \quad (۶)$$

در مرحله بعد، ضریب مقاومت کل کشتی از رابطه زیر به دست می‌آید:

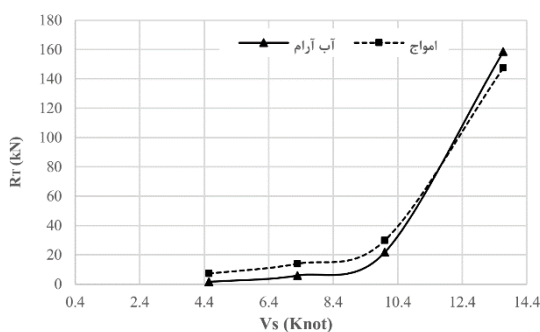
$$c_{Ts} = c_R + c_{Fs} + c_A \quad (۷)$$

در این رابطه، (c_A) ضریب تصحیح مربوط به زبری بدنه است که مقدار آن را می‌توان از فرمول زیر محاسبه کرد:

$$c_A = 0.35 \times 10^{-3} - 2L_{pp} \times 10^{-6} \quad (۸)$$

برای لنج واقعی با طول تقریبی ۲۱ متر، c_A در حدود ۰/۰۰۳۱ به دست می‌آید.

با استفاده از روش فوق، مقدار مقاومت در آب آرام و در امواج برای لنج واقعی محاسبه شده و در شکل ۱۳ و جدول ۶ نمایش داده شده است.



شکل ۱۳: مقاومت کل لنج واقعی در آب آرام و امواج

جدول ۶: نتایج مقاومت لنج واقعی در آب آرام و امواج

1. Arribas, F.P., *Some methods to obtain the added resistance of a ship advancing in waves*. Ocean Engineering, 2007. **34**(7): p. 946-955.
2. Shao, Y.-L. and O.M. Faltinsen, *Linear seakeeping and added resistance analysis by means of body-fixed coordinate system*. Journal of marine science and technology, 2012. **17**(4): p. 493-510.
3. Duan, W. and C. Li, *Estimation of added resistance for large blunt ship in waves*. Journal of Marine Science and Application, 2013. **12**(1): p. 1-12.
4. Lee, J.-H. and Y. Kim, *Study on added resistance of a ship under parametric roll motion*. Ocean Engineering, 2017. **144**: p. 1-13.
5. Yu, J.-W., et al., *Effect of ship motions on added resistance in regular head waves of KVLCC2*. Ocean Engineering, 2017. **146**: p. 375-387.
6. Seo, S., S. Park, and B. Koo, *Effect of wave periods on added resistance and motions of a ship in head sea simulations*. Ocean Engineering, 2017. **137**: p. 309-327.
7. Park, D.-M., et al., *Experimental and numerical studies on added resistance of ship in oblique sea conditions*. Ocean Engineering, 2019. **186**: p. 106070.
8. Liu, S. and A. Papanikolaou, *Regression analysis of experimental data for added resistance in waves of arbitrary heading and development of a semi-empirical formula*. Ocean Engineering, 2020. **206**: p. 107357.
9. Gong, J., et al., *Added resistance and seakeeping performance of trimarans in oblique waves*. Ocean engineering, 2020. **216**: p. 107721.
10. Lloyd, A., *Seakeeping: ship behaviour in rough weather*. Admiralty Research Establishment, Haslar, Gosport, Publisher Ellis Horwood Ltd, John Wiley & Sons, ISBN: 0 7458 0230 3, 1989.
11. YJ, K., *A Note on the Strip Methods associated with Ship Motion Problems*. Bulletin of the Society of Naval Architects of Korea, 1971. **8**(1): p. 17-28.
12. Faltinsen, O.M., *Hydrodynamics of high-speed marine vehicles*. 2005: Cambridge university press.
13. Kamranzad, B., *Persian Gulf zone classification based on the wind and wave climate variability*. Ocean Engineering, 2018. **169**: p. 604-635.
14. Birk, L., *Fundamentals of ship hydrodynamics: Fluid mechanics, ship resistance and propulsion*. 2019: John Wiley & Sons.

ارائه روشی جدید برای افزایش امنیت انتقال اطلاعات با ترکیب

پنهان نگاری و رمزنگاری بصری در سطوح تصاویر خاکستری

سعید طلعتی^۱، پوریا اعتضادی فر^۲، محمدرضا حسینی آهانگر^۳

۱- دانشجوی دکتری مهندسی برق، جنگ الکترونیک، دانشگاه جامع امام حسین (علیه السلام)، P9513621342@ihu.ac.ir

۲- استادیار، دانشگاه جامع امام حسین (علیه السلام)، petezadifar@ihu.ac.ir

۳- استاد، دانشگاه جامع امام حسین (علیه السلام)، mrhassani@ihu.ac.ir

چکیده

امنیت انتقال اطلاعات مخفی شده، می تواند توسط دو روش رمزنگاری و پنهان نگاری تأمین شده و ترکیب این دو روش می تواند جهت بالا بردن امنیت اطلاعات به کار برده شود. مزیت رمزنگاری این است که پیام رمز شده، اگر در بین راه توسط یک مهاجم دریافت شود؛ فاش نمی گردد؛ درحالی که در پنهان نگاری اطلاعات، پیام پنهان شده در یک رسانه پوشش جاسازی شده و سپس برای گیرنده ارسال می شود. در روش پیشنهادی از پنهان نگاری به روش افزودن ضرایب تبدیل ویولت استفاده شده که مشکل زیگزاگ شدن هیستوگرام اطلاعات با بیت های کم ارزش تصویر میزبان را حل نموده و مقاومت را نسبت به سایر روش ها بالا می برد؛ لذا در این روش همبستگی بین پیکسل های هم جوار تصویر به حداقل رسیده که باعث شده هیستوگرام تصویر با وجود پنهان نمودن حتی چهار پیام در دل رسانه پوشش، زیگزاگ نشود. برای بالاتر بردن امنیت از روش رمزنگاری بصری با چهار اشتراک استفاده می شود که حتی در صورت تشخیص پنهان نگاری محتوای رسانه پوشش نامفهوم بوده و اطلاعات اصلی به دست گیرنده غیرمجاز نخواهد رسید. نتایج نشانگر آن است که ترکیب این دو روش دارای امنیت بسیار بالایی بوده، پیچیدگی محاسباتی این روش بسیار پایین است؛ دارای پیاده سازی الگوریتم ساده ای است؛ زمان بسیار کمی برای اجرای الگوریتم پیاده سازی شده لازم است و بازیابی تصویر رمز شده، بسیار ساده است.

واژه های کلیدی

رمزنگاری بصری، پنهان نگاری، امنیت، اطلاعات

Introducing a New Approach to Increase the Security of Information Transmission by Combining Steganography and Visual Cryptography in the Levels of Gray Images

Saeed Talati¹, Pouriya Etezadifar^{2,*}, Mohammadreza Hasani Ahangar³

1- Doctoral student of electrical engineering, electronic warfare, Imam Hossein University

2- Assistant Professor, Imam Hossein University

3- Professor, Imam Hossein University

Abstract

The security of concealed information transfer can be ensured by both Steganography and Cryptography. The combination of these two methods can be used to enhance information security. In Cryptography because the message is encrypted, if the message is received by an attacker in the middle of the message, the original message is not disclosed. While Steganography the message information, the hidden message is embedded in an image called the cover image and then sent to the recipient. The proposed method uses Steganography to add Wavelet conversion coefficients that solves the problem of zigzagging the information histogram with LSB of the host image to increase resistance to other methods. Therefore, in this method the correlation between adjacent pixels of the image is minimized, which makes the image histogram not hide in the zigzag cover media despite the four messages being undercover. And to increase the security of undercover file encrypted by visual Cryptography with four subscriptions that even if the hidden media content is encrypted, the key information is not unauthorized. The combination of these two methods is highly secure and the results show that the computational complexity of this method is very low, it has simple algorithm implementation, very short time to run the implemented algorithm, and the recovery of the encrypted image is very easy.

Keywords

Steganography, Visual Cryptography, Information, Security.

۱- مقدمه

روش‌های پنهان‌نگاری برای پنهان کردن یک پیام به‌طور نامحسوس در داخل علائم دیگر به کار می‌روند [۱]. با این روش - ها اطلاعات از گیرندگان غیرمجاز دور نگه‌داشته می‌شود [۲]. اطلاعات پنهان‌شده بدون اینکه ضرری به علائم وارد کنند درون آن پنهان می‌شوند [۳]. حامل پیام می‌تواند تصویر، فیلم، صوت، متن و غیره باشد. نکته جالب اینکه می‌توان در پنهان‌سازی اطلاعات از عملیات رمزنگاری نیز به‌طور همزمان برای برقراری امنیت بیشتر استفاده کرد [۴]. اصل و اساس پنهان‌سازی، استفاده از فضاهایی از حامل اطلاعات هست که به هویت حامل لطمه وارد نکند [۵]. با کمی دقت می‌توان دید که پنهان‌سازی در تصویر دارای بیشترین امکان برای پنهان‌سازی است زیرا پهنای باند زیادی برای انتقال تصویر وجود دارد [۶]. بنابراین فضاهای بیشتری را برای پنهان‌سازی در اختیار ما می‌گذارد. پنهان‌سازی اطلاعات به دو روش کلی روش‌های حوزه زمان و تبدیل قابل پیاده‌سازی است [۷].

در سال ۲۰۱۱ خلیل چلیتا و همکارش دو روش متفاوت را پیشنهاد دادند که برای رسیدن به یک سطح بالاتر از پنهان‌نگاری و امنیت همراه با محدودیت‌شان کمک می‌کند. روش اول در مورد ترکیب پنهان‌نگاری و رمزنگاری است. در چنین روشی اگر رمزگشایی اعمال نشده باشد برای یک پنهان‌کاو بازیابی متن اصلی از روی تصویر محرمانه بسیار سخت هست. روش دوم از هیچ ابزار رمزنگاری استفاده نمی‌کند و صرفاً متکی بر پنهان‌نگاری است. از دو روش در نهان‌نگاری جهت پنهان کردن پیام محرمانه در درون رسانه نهانی استفاده شده است که یکی روش بیت‌های کم‌ارزش و دیگری روش‌های شناخته‌شده دیگری است که یک نهان‌کاو آن‌ها را برمی‌شمرد. در روش اول، رسانه پوشش تغییر نخواهد کرد و شامل ارسال یک بردار (احتمالاً رمزنگاری‌شده) که دربرگیرنده موقعیت‌های مختلف از رسانه پوششی است که به ما اجازه بازسازی پیام‌های مخفی از آن را می‌دهد. در این نمونه هر دو ارسال‌کننده و دریافت‌کننده باید یک الگوریتم مخفی (یا یک کلید) در مورد چگونگی بازیابی پیام‌های مخفی با توجه به رسانه پوشش و بردار (ارسال مخفیانه) به اشتراک بگذارند [۸].

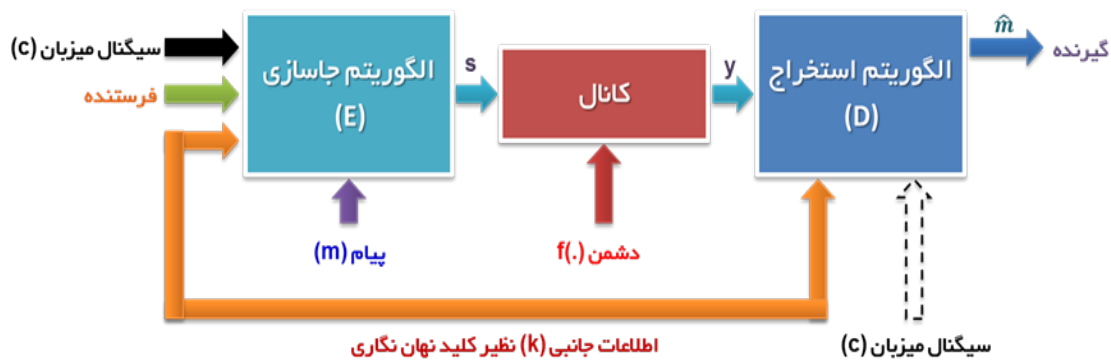
در سال ۲۰۱۲ راویندرا گوپتا و همکارانش روشی پیشنهاد دادند که پیام اصلی را در بیت‌های کم‌ارزش از تصویر اصلی کدگذاری می‌کرد. سیستم پیشنهادی داده‌ها را در یک

تصویر واقعی پنهان می‌کند و دستیابی به آن‌ها از طریق آشکارسازی پس از اعمال رمزنگاری بصری بر روی داده‌ها می‌باشد. در عمل هدف اصلی از مدل پیشنهادی، طراحی یک الگوریتم امن مقاوم است که عملکرد آن با استفاده از ترکیب پنهان‌نگاری و رمزنگاری بصری جهت بهبود امنیت، قابلیت اطمینان و کارایی برای پیام‌های مخفی است [۹]. در سال ۲۰۱۰ ریتا رانا و همکارش ترکیب دولایه از امنیت یعنی رمزنگاری و پنهان‌نگاری را پیشنهاد دادند که آشکارسازی پیام مخفی‌شده را دشوار می‌ساخت؛ به‌طوری‌که اگر استراق‌سمع‌کننده، حامل پیام را مورد حمله قرار دهد، قادر نخواهد بود پیام اصلی را دریافت کند، بدین علت که تمام داده‌های اصلی در اینجا به‌صورت رمز شده می‌باشند [۱۰].

در سال ۲۰۱۴ راحانت بیگام و همکارش یک روش برای پنهان‌نگاری بر پایه بیت کم‌ارزش ارائه کردند. سیستم پیشنهادی روشی برای مخفی کردن داده‌های امن و انتقال در شبکه‌ها با استفاده از پنهان‌نگاری بر پایه بیت کم‌ارزش همراه با الگوریتم ژنتیک و رمزنگاری بصری را فراهم می‌کند. در این روش پیام‌های مخفی در حداقل بیت قابل توجهی از تصویر پوشش کدگذاری می‌شود که در طول این روند تصویر به‌عنوان تصویر مخفی با استفاده از کلید مخفی نامیده می‌شود. در این مقاله از الگوریتم ژنتیک و رمزنگاری بصری برای افزایش امنیت استفاده شده است. از الگوریتم ژنتیک برای تغییر موقعیت پیکسل از تصویر مخفی استفاده شده است که یکی دیگر از قفل‌های حفاظتی برای پیام‌های مخفی و تصویر هست و دیگر اینکه تشخیص و آشکارسازی آن پیچیده می‌گردد. اساس رمزنگاری بصری بر شکستن این تصاویر به دو سهم بر اساس یک آستانه خاص است، بعد از آن سهم رمزگذاری شده و کلیدهای مخفی به‌طور جداگانه به دیگران بر روی شبکه ارسال می‌شود. کاربری که سهم مخفی دریافت کرده است باید روند معکوس یعنی بازیابی تصویر و پیام‌های مخفی را با استفاده از کلیدهای مخفی انجام دهد [۱۱].

۲- پنهان‌نگاری

در شکل ۱ مدل عمومی یک سیستم پنهان‌نگاری آورده شده است. در این شکل f تابعی است که دشمن بر S (سیگنال گنجانه) اعمال می‌کند تا در صورت وجود پیام، گیرنده نتواند آن را استخراج کند. (همچنین می‌تواند شامل اثر ناخواسته کانال بر S باشد) [۱۲].



شکل ۱ - مدل عمومی یک سیستم پنهان نگاری [۱۲]

هرچه مقدار PSNR بیشتر باشد تصویر حاوی پیام پنهان از کیفیت ظاهری بهتری برخوردار است. غالباً مقدار PSNR بیش از ۳۵ دسی بل از نظر درک نشدن تغییرات توسط انسان قابل قبول است. PSNR به صورت ذیل محاسبه می شود.

$$SNR = 10 \log \frac{(2^n - 1)^2}{MSE} \quad (2)$$

۳- تبدیل ویولت

تبدیل ویولت در ابتدای دهه ۱۹۸۰ توسط مورت و بقیه معرفی گردید که برای ارزیابی داده های زلزله بکار رفت [۱۵]. از آن زمان تاکنون انواع متفاوتی از تبدیلات ویولت توسعه یافته اند.

یکی از علل استفاده از تبدیل ویولت این است که تحقیقات جدید در مورد بینایی چشم انسان نشان داده است که شبکه چشم انسان تصاویر را به چندین کانال فرکانسی تقسیم می کند و سیگنال های هر یک از این کانال ها در مغز به طور جداگانه پردازش می شوند.

تبدیل ویولت با ایجاد طول های متغیر در آنالیز، دقت های فرکانسی متغیری را ایجاد می نماید؛ بدین ترتیب که هرگاه اطلاعات دقیق در فرکانس های کم مطلوب باشد از فواصل زمانی طولانی استفاده می کند و بالعکس از فواصل کوتاه به هنگام آنالیز دقیق فرکانس در فرکانس های بالا استفاده می کند. محاسبه ضرایب ویولت در هر انتقال و مقیاس بسیار مشکل است. یک روش سریع برای به دست آوردن ضرایب ویولت، استفاده از بانک های فیلتر است (شکل ۲). در آن صورت آنالیز ویولت شامل فیلتر کردن و کاهش نرخ نمونه برداری و بازسازی سیگنال اولیه، شامل افزایش نرخ نمونه برداری و فیلتر کردن است.

۲-۱ معیارهای متداول ارزیابی روش های پنهان نگاری

به منظور ارزیابی منطقی عملکرد انواع روش های پنهان نگاری، سه نیازمندی متداول امنیت، ظرفیت و نامحسوس بودن که معیار هایی برای میزان عملکرد روش های پنهان نگاری است بررسی می شوند با توجه به اینکه این سه معیار کیفی هستند نیاز است تا با استفاده از معیار ها MSE و PPSNR به ارزیابی عملکرد روش پیشنهادی و مقایسه با سایر روش ها پردازیم که در ادامه این دو معیار تشریح می شوند.

• معیار MSE

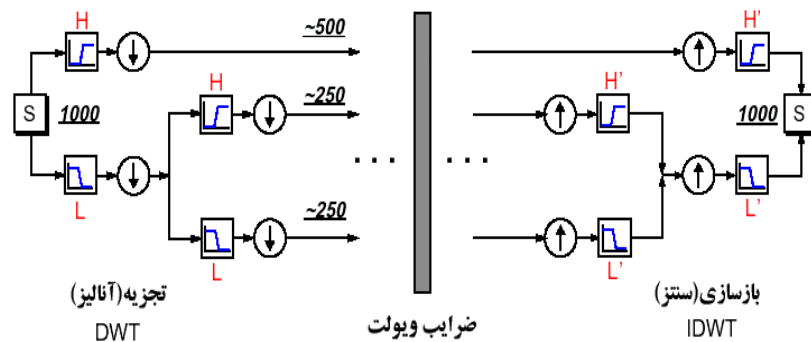
MSE معیاری برای محاسبه میانگین مربعات خطاست. این خطا به وسیله تفریق مقدار پیکسل از تصویر اصلی با تصویر پس از پنهان نگاری است که به صورت زیر محاسبه می شود. رابطه زیر برای محاسبه میانگین مربعات خطا در تصاویر است.

$$MSE = \frac{\sum_k \sum_{i=1}^M \sum_{j=1}^N (I[i,j]_k - I'[i,j]_k)^2}{3MN} \quad (1)$$

M و N مشخص کننده ارتفاع و عرض تصویر I و تصویر اصلی و I' تصویر پس از پنهان نگاری است [۶].

• معیار PSNR

منظور از غیر قابل مشاهده بودن توسط انسان این است که یک فرد عادی با نگاه کردن به تصویر اولیه و تصویر حاوی پیام نتواند بین دو تصویر تفاوتی قائل شود. از آنجاکه این معیار دقیق نیست باید معیاری تعریف شود تا توسط آن بتوان کارایی الگوریتم ها را در زمینه حفظ امنیت سنجید؛ این معیار PSNR می باشد که این مقایسه نشان دهنده میزان نویز اضافه شده به تصویر در اثر تعبیه اطلاعات در تصویر می باشد.



شکل ۲ - سیستم آنالیز و سنتز مبتنی بر ویولت [۴]

- قرار گرفتن اطلاعات در تمامی باندها و تمامی مکان‌ها

۳-۳- روش استفاده از بیت‌های کم‌ارزش ضرایب تبدیل ویولت

این روش پرستفاده‌ترین روش در پنهان‌سازی اطلاعات در حوزه تبدیل ویولت است و اکثر الگوریتم‌ها برای پنهان‌سازی اطلاعات از این روش سود می‌برند، لذا یک الگوریتم اولیه بر پایه این روش پیاده‌سازی شده است. مراحل پنهان نمودن اطلاعات در تصویر به‌صورت زیر است:

- از تصویر میزبان تبدیل ویولت گرفته می‌شود.
- ضرایب تبدیل ویولت تصویر میزبان به باینری تبدیل می‌گردند.
- مقادیر پیام در بیت‌های کم‌ارزش ضرایب تبدیل ویولت تصویر میزبان پنهان می‌گردند.
- از ضرایب حاصل تبدیل ویولت معکوس گرفته می‌شود و تصویر حامل پیام به دست می‌آید.
- مراحل آشکارسازی پیام نیز به‌صورت زیر است:
- از تصویر حامل تبدیل ویولت گرفته می‌شود.
- مقادیر پیام از بیت‌های کم‌ارزش ضرایب تبدیل ویولت تصویر حامل جدا می‌گردند.
- پیام به دست می‌آید.

۴- رمزنگاری بصری

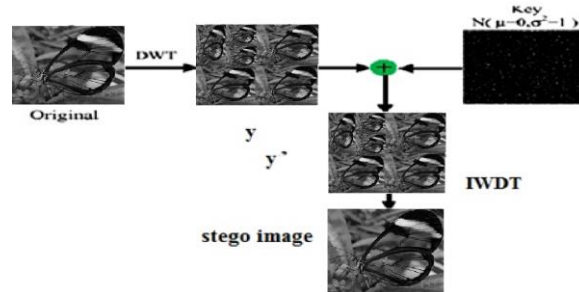
رمزنگاری بصری روشی برای رمزنگاری اطلاعات دیداری (عکس، متن، صوت و ...) است. در این روش اطلاعات به‌گونه‌ای در تصاویر پنهان می‌گردد که رمزگشایی با کمک بینایی انسان و بدون نیاز به محاسبات کامپیوتری صورت گیرد. این روش، اولین بار توسط ناوور و شامیر در سال ۱۹۹۴ میلادی معرفی شد [۱۳]. در این طرح تصویر به n

در تبدیل ویولت فیلترهای پایین‌گذر و بالاگذر آنالیز L و H به همراه فیلترهای بازسازی مکمل آن‌ها (L' و H') سامانه‌ای را تحت عنوان فیلترهای آینه‌ای مربعی (QMF) تشکیل می‌دهند. فیلترهای QMF متناظر درخت تبدیل، وابسته به تابع ویولت مادر می‌باشند.

۳-۱- الگوریتم روش تبدیل ویولت

الگوریتم پنهان‌سازی داده در تصویر با استفاده از تبدیل ویولت به‌صورت زیر است:

- از تصویر حامل تبدیل ویولت گرفته می‌شود.
- پیام سری به کد اسکی^۱ و یک‌رشته از بیت‌های صفر و یک تبدیل می‌گردد.
- رشته بیتی در لابه‌لای ردیف‌های یکی از چهار جزء تبدیل ویولت پنهان می‌گردد.
- مراحل این روش در شکل زیر آورده شده است (شکل ۳).



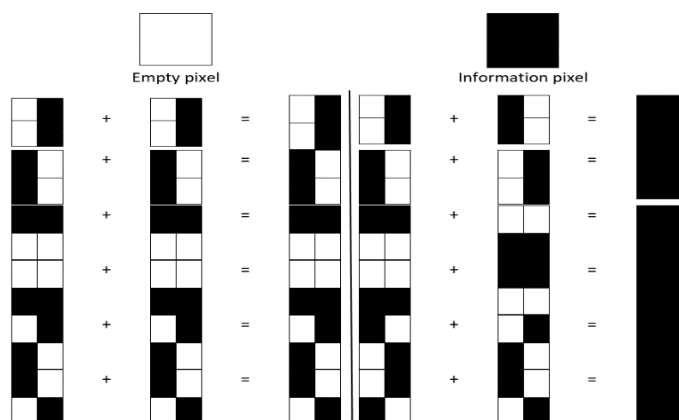
شکل ۳ - مخفی کردن اطلاعات در تصویر به روش تبدیل ویولت

۳-۲- مزایای روش تبدیل ویولت

- عدم نیاز به تقسیم داده ورودی به بلوک‌های دوبعدی بدون همپوشانی
- استفاده از ساختار سلسله‌مراتبی و چند دقت

^۱ کد استاندارد آمریکایی (ASCII) برای تبادل اطلاعات، یک استاندارد رمزگذاری شخصیت برای ارتباطات الکترونیکی است.

به عنوان کلید و سهم دیگر را به عنوان متن رمز شده در نظر گرفت که رمزگشایی با داشتن هر دو سهم امکان پذیر است و کلید نیز تصادفی و یک بار مصرف است. متن ساده نیز، از XOR دو سهم به دست می آید. هر پیکسل تصویر به بلوک هایی نگاشت می شود، به گونه ای که در هر بلوک، تعداد برابری از پیکسل های سفید و سیاه وجود داشته باشد (شکل ۴).



شکل ۴ - تقسیم پیکسل به زیر پیکسل ها در رمزنگاری بصری

خودش را داشته باشد؛ هنگام بازیابی تصویر محرمانه تنها قرارگیری k یا تعداد بیشتری شفافیت مورد نیاز است. اگر تعداد شفافیت ها کمتر از k باشد پیام محرمانه نمی تواند بازیابی شود. [۱۴]. یک نمونه برای نمایش طرح تقسیم راز بصری را نشان داده شده است (شکل ۵).



شکل ۵ - الف: تصویر اصلی ب: سهم اول ج: سهم دوم
د: نتیجه حاصل از برهم نهی

۵- ارائه روش پیشنهادی

به منظور پیاده سازی پنهان نگاری و رمزنگاری بصری و ترکیب آن ها نیاز به معرفی چند تصویر است (شکل ۶).

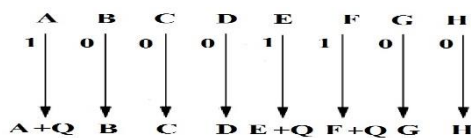
سهم تجزیه می گردد به طوری که تنها کسی که تمام n سهم را در اختیار دارد می تواند تصویر را بازیابی کند و هیچ دسته $n-1$ تایی از سهم ها اطلاعاتی درمکرد تصویر نمی دهد. برای رمزگشایی کافی است هر سهم بر روی سطح شفاف چاپ شود و با روی هم قراردادن همه صفحات شفاف تصویر اصلی به راحتی قابل مشاهده خواهد بود. اگر تصویر به دو سهم تجزیه شود، آنگاه هر یک از دو سهم که توزیعی تصادفی از نقطه های سفید و سیاه هستند را می توان

۴-۱- رمزنگاری بصری تصاویر سیاه و سفید

ویژگی اولیه رمزنگاری بصری این است که از روش برهم نهی سهم ها به منظور بازیابی پیام محرمانه استفاده می کند. مالک رمز دو یا چند سهم را برای پیام محرمانه ایجاد می کند که هر یک به تنهایی برای آشکارسازی تصویر بکار نمی رود. دریافت همه ی سهم ها و چاپ هر سهم بر روی یک شفافیت، برهم نهی شفافیت ها و استفاده از سیستم بینایی انسان، باعث می شوند که بدون نیاز به هیچ گونه محاسبات پیچیده ای، پیام محرمانه آشکار شود. طرح تقسیم راز بصری آستانه (k, n) که $(k \leq n)$ ، به منظور اجرای تقسیم راز بکار برده می شود مالک رمز می تواند بر اساس یک گروه از n شرکت کننده، n سهم برای پیام محرمانه تولید کند. هر شرکت کننده در گروه می تواند سهم



شکل ۶ - الف: پروانه ب: مرد عکاس پ: پیام ت: پیام ج: پیام چ: پیام



شکل ۷ - طریقه پنهان سازی پیام '10001100' داخل تعدادی از ضرایب

مراحل آشکارسازی پیام نیز به صورت زیر است:

- از تصویر حامل تبدیل ویولت گرفته می شود.
- از تصویر اصلی نیز تبدیل ویولت گرفته می شود.
- ضرایب تبدیل ویولت دو تصویر با هم مقایسه می گردند؛ اگر بجای هر ضریب تبدیل ویولت تصویر حامل که از ضریب تبدیل ویولت تصویر اصلی بزرگ تر است '۱' و در غیر این صورت صفر قرار دهیم پیام بازیابی می گردد.

۵-۲- مزایای مدل پنهان نگاری پیشنهادی

- عدم نیاز به تقسیم داده ورودی به بلوک های دوبعدی بدون همپوشانی
- استفاده از ساختار سلسله مراتبی و چند دقته
- قرار گرفتن اطلاعات در تمامی باندها و تمامی مکان ها.

۵-۳- پنهان کردن یک پیام در روش پیشنهادی

مطابق شکل ۸ با استفاده از روش پنهان نگاری تبدیل ویولت با استفاده از افزودن ضرایب یک پیام را در یک بیت کم ارزش روش پیشنهادی پنهان می کنیم.

تصاویر الف و ب دارای ابعاد 256×256 با هشت سطح خاکستری به عنوان تصویر اصلی (حامل پیام) هستند و سایر تصاویر دوسطحی هستند که از آنها به عنوان پیام برای پنهان سازی و رمزنگاری بصری استفاده می شود.

۵-۱- روش پیشنهادی افزودن ضرایب در تبدیل ویولت

برای حل مشکل زیگزاگ شدن هیستوگرام در روش های بیت کم ارزش و تبدیل ویولت سعی بر این است روشی ارائه گردد که اطلاعات با بیت های کم ارزش تصویر میزبان جایگزین نگردد؛ زیرا جایگزین شدن داده با بیت های کم ارزش حامل، علی الخصوص اگر این امر در مورد بیت های بارزش بالاتر صورت گردد همبستگی بین پیکسل های هم جوار تصویر را از بین می برد و این امر سبب زیگزاگ شدن هیستوگرام تصویر می گردد؛ بنابراین باید سعی شود روشی ارائه گردد که آسیبی به این همبستگی وارد ن سازد و یا آن را به حداقل برساند. لذا الگوریتم زیر پیشنهاد و پیاده سازی می گردد. مراحل پنهان نمودن اطلاعات در تصویر در الگوریتم پیشنهادی به صورت زیر است:

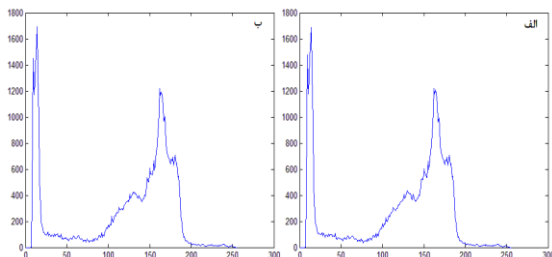
- از تصویر اصلی تبدیل ویولت گرفته می شود.
 - عدد Q به عنوان گام کوانتیزاسیون در نظر گرفته می شود.
 - اگر بیت پیام یک باشد مقدار Q به ضریب تبدیل ویولت تصویر میزبان اضافه می گردد و اگر بیت پیام صفر باشد تغییری داده نمی شود.
 - از ضرایب حاصل تبدیل ویولت معکوس گرفته می شود و تصویر حامل پیام به دست می آید.
- در شکل ۷ طریقه پنهان نمودن پیام '10001100' داخل تعدادی از ضرایب، نشان داده شده است.

را مورد ارزیابی قرار دهیم. نتایج پیاده‌سازی این روش ادامه آورده شده است.



شکل ۱۰ - الف: تصویر اصلی ب: پیام ۱ پ: پیام ۲
ت: تصویر بازبازی شده ث: پیام بازبازی شده ج: پیام بازبازی شده ۲

همان‌طور که در شکل ۱۰ مشاهده می‌شود با وجود استفاده از دو تصویر برای پنهان‌سازی، تصویر حامل پیام از شفافیت بسیار بالایی برخوردار است و با تحلیل هیستوگرام (شکل ۱۱) هم می‌توان دریافت که تغییرات محسوسی دیده نمی‌شود که این اتفاق باعث بالا رفتن مقاومت می‌شود.

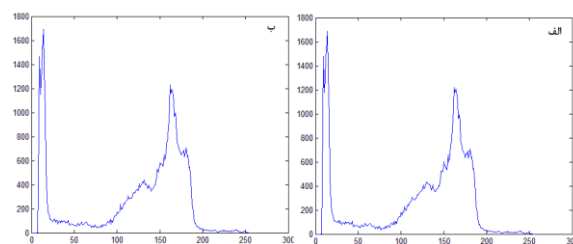


شکل ۱۱ - الف: هیستوگرام تصویر اصلی ب: هیستوگرام تصویر حامل پیام مربوط به دو تصویر پیام



شکل ۸ - الف: تصویر اصلی ب: تصویر حامل پیام پ: تصویر پیام ت: تصویر پیام بازبازی شده در روش افزودن ضرایب

با تحلیل هیستوگرام (شکل ۹) می‌توان دریافت که تغییرات محسوسی دیده نمی‌شود که مقاومت بالایی روش را نشان می‌دهد.



شکل ۹ - هیستوگرام تصویر اصلی و تصویر حامل پیام

نرخ داده در این روش کمتر از روش بیت‌های کم‌ارزش و بیت‌های کم‌ارزش تبدیل ویولت است و مقاومت با کمی توجه می‌توان دریافت که هیستوگرام تصویر تغییر محسوسی نکرده است. این اتفاق در مقایسه با روش‌های بیت‌های کم‌ارزش و بیت‌های کم‌ارزش تبدیل ویولت است که هیستوگرام‌ها دستخوش تغییرات قرار می‌گرفتند بسیار حائز اهمیت است و با توجه به این موضوع می‌توان نتیجه گرفت که این روش در مقابل تحلیل هیستوگرام مقاوم است.

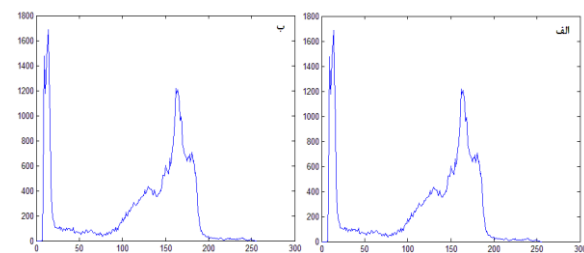
۴-۵- پنهان کردن دو تا چهار پیام در روش پیشنهادی در این قسمت با استفاده از روش پنهان‌نگاری تبدیل ویولت با استفاده از افزودن ضرایب دو الی چهار پیام را به ترتیب در دو الی چهار بیت کم‌ارزش این مدل پنهان می‌کنیم. حال باید از نظر شفافیت، ظرفیت و مقاومت روش



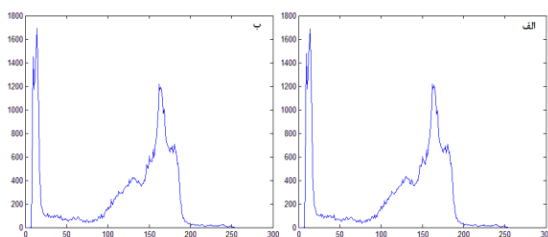
شکل ۱۲- الف: تصویر اصلی ب: پیام ۱ پ: پیام ۲ ت: پیام ۳ ث: تصویر بازیابی شده ج: پیام بازیابی شده ۱ چ: پیام بازیابی شده ۲ ح: پیام بازیابی شده ۳

شکل ۱۴ - الف: تصویر اصلی ب: پیام ۱ پ: پیام ۲ ت: پیام ۳ ث: پیام ۴ ج: تصویر بازیابی شده چ: پیام بازیابی شده ۱ ح: پیام بازیابی شده ۲ خ: پیام بازیابی شده ۳ د: پیام بازیابی شده ۴

با تحلیل هیستوگرام (شکل ۱۳) می‌توان دریافت که تغییرات محسوسی دیده نمی‌شود که مقاومت بالای روش را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳- الف: هیستوگرام تصویر اصلی ب: هیستوگرام تصویر حامل پیام مربوط به سه تصویر پیام



شکل ۱۵ الف: هیستوگرام تصویر اصلی ب: هیستوگرام تصویر حامل پیام مربوط به چهار تصویر پیام

۵-۵- ارزیابی

نتایج و مزایای به دست آمده از ارزیابی این روش بر اساس مشخصه های سه گانه سیستم به شرح زیر است:

- همان طور که از هیستوگرام تصاویر و هیستوگرام ضرایب تبدیل ویولت مشخص است در این روش حتی با اضافه شدن تعداد تصاویر پیام زیگزاگ شدن هیستوگرام وجود ندارد و هیستوگرام تصویر حامل و هیستوگرام ضرایب تبدیل ویولت به مقدار بسیار زیادی شبیه تصویر اصلی است.
- با توجه به مقادیر MSE و PSNR ارزیابی شده در جدول های ۱ و ۲ می توان نتیجه گرفت با افزایش نرخ داده شفافیت تصویر به میزان بسیار کمی کاهش پیدا می کند که این یک برتری نسبت به دو روش قبل است.
- مقاومت این روش نسبت به روش های استفاده از بیت های کم ارزش و همچنین بیت های کم ارزش تبدیل ویولت.

۵-۶- مقایسه مقادیر MSE و PSNR

برای رسیدن به یک نتیجه مطلوب مقادیر MSE و PSNR مربوط به سه روش پنهان نگاری به روش بیت های کم ارزش، بیت های کم ارزش تبدیل ویولت و افزودن ضرایب تبدیل ویولت در جدول های ۱ و ۲ مورد ارزیابی قرار می گیرد.

جدول ۱: مقادیر PSNR در سه روش بیت های کم ارزش، بیت های کم ارزش تبدیل ویولت و افزودن ضرایب تبدیل ویولت

نام تصویر	PSNR	مرد عکاس	پروانه
PSNR-LSB-1 bit	۴۵/۶	۴۵/۶	۴۶/۵
PSNR-LSB-2 bit	۳۷/۱	۳۷/۱	۳۸/۱
PSNR-LSB-3 bit	۳۰/۲	۳۰/۲	۳۱/۱
PSNR Wavelet-LSB-1 bit	۵۲/۵	۵۲/۵	۵۳/۴
PSNR Wavelet-LSB-2 bit	۴۳/۸	۴۳/۸	۴۴/۸
PSNR Wavelet-LSB-3 bit	۳۶/۵	۳۶/۵	۳۷/۵
PSNR Wavelet quantization-1 bit	۵۴/۵	۵۴/۵	۵۵/۵
PSNR Wavelet quantization-2 bit	۵۱/۵	۵۱/۵	۵۲/۵
PSNR Wavelet quantization-3 bit	۴۹/۷	۴۹/۷	۵۰/۷
PSNR Wavelet quantization-4 bit	۴۸/۵	۴۸/۵	۴۹/۵

جدول ۲: مقادیر MSE در سه روش بیت های کم ارزش، بیت های کم ارزش تبدیل ویولت و افزودن ضرایب تبدیل ویولت

نام تصویر	MSE	مرد عکاس	پروانه
MSE-LSB-1 bit	۰/۴۹	۰/۴۹	۰/۵
MSE-LSB-2 bit	۳/۴۶	۳/۴۶	۳/۵۱
MSE-LSB-3 bit	۱۷/۱	۱۷/۱	۱۷/۶
MSE Wavelet-LSB-1 bit	۰/۱	۰/۱	۰/۱
MSE Wavelet-LSB-2 bit	۰/۷۴	۰/۷۴	۰/۷۵
MSE Wavelet-LSB-3 bit	۴	۴	۴/۰۲
MSE Wavelet quantization-1 bit	۰/۰۶	۰/۰۶	۰/۰۶۳
MSE Wavelet quantization-2 bit	۰/۱۲	۰/۱۲	۰/۱۲
MSE Wavelet quantization-3 bit	۱/۱۹	۱/۱۹	۱/۱۹
MSE Wavelet quantization-4 bit	۱/۲۵	۱/۲۵	۱/۲۵

با توجه به مقادیر جدول های ۱ و ۲ و همچنین نتایج حاصل از ارزیابی های انجام شده بر روی سه روش مطرح شده می توان دریافت که برای رسیدن به یک نتیجه مطلوب در پنهان سازی پیام، روش افزودن ضرایب تبدیل ویولت از کارایی بهتری برخوردار است.

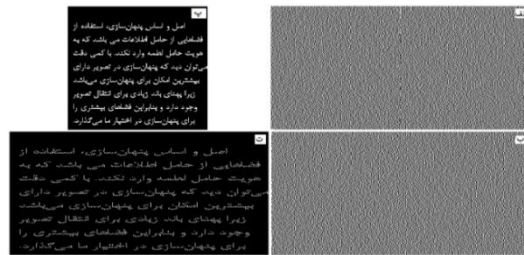
۵-۷- پیاده سازی رمزنگاری بصری بر روی تصویر
به منظور رمزنگاری بصری نیاز به معرفی دو تصویر است (شکل ۱۶).



شکل ۱۶- الف: پروانه ب: پیام ۱

در ابتدا تصاویر توسط نرم افزار متلب با استفاده از یک تصویر باینری الگوریتم مربوط به رمزنگاری بصری را پیاده سازی کرده و سپس این روش را مورد ارزیابی قرار می دهیم. سپس با ترکیب رمزنگاری بصری و پنهان نگاری با استفاده از افزودن ضرایب تبدیل ویولت به یک روش

بهینه می‌رسیم. نتایج حاصل از پیاده‌سازی این الگوریتم توسط نرم‌افزار متلب در شکل ۱۷ قابل مشاهده است.



شکل ۱۷ الف: اشتراک ناشی از پیکسل‌های سیاه تصویر پیام ب: اشتراک ناشی از پیکسل‌های سفید تصویر پیام پ: تصویر پیام ت: تصویر بازیابی شده

نتایج به‌دست آمده از پیاده‌سازی این روش به شرح زیر است:

- پیاده‌سازی الگوریتم رمز بصری مطرح شده ساده است.
- زمان بسیار کمی برای اجرای الگوریتم پیاده‌سازی شده لازم است.
- بازیابی تصویر رمز شده بسیار ساده است.
- ولی تصویر بازیابی شده از لحاظ اندازه گسترده شده است.
- تصویر بازیابی شده از کیفیت پایینی برخوردار است.

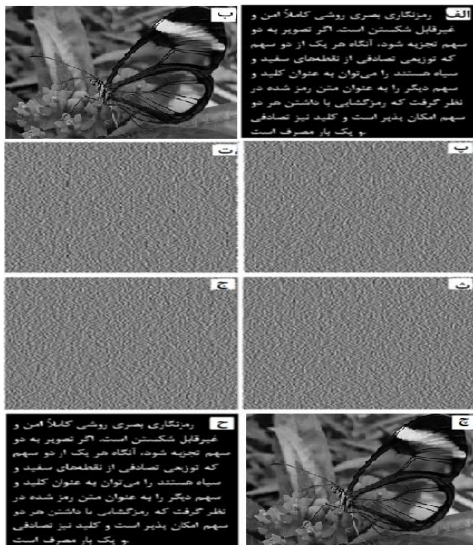
۵-۸- مراحل پیاده‌سازی ترکیب رمزنگاری و پنهان‌نگاری:

۱. یک تصویر خاکستری به‌عنوان تصویر میزبان انتخاب می‌شود.
۲. یک تصویر باینری به‌عنوان تصویر پیام انتخاب می‌شود.
۳. تصاویر پیام را انتخاب می‌کنیم و بر روی آن الگوریتم رمزنگاری بصری پیاده‌سازی می‌شود. (با اعمال این الگوریتم تصویر پیام به ۴ اشتراک تبدیل می‌شود).
۴. مؤلفه‌ی تصویر انتخاب می‌شود و از آن تبدیل ویولت گرفته می‌شود.
۵. با استفاده از روش افزودن ضرایب اشتراک‌های مربوط به تصویر پیام را در درون ضرایب تبدیل ویولت پنهان می‌شود.
۶. از ضرایب حاصل تبدیل ویولت معکوس گرفته می‌شود و تصویر حامل پیام مربوطه به دست می‌آید.

۷. تصویر حامل به‌دست آمده از مؤلفه باهم ترکیب شده و تصویر حامل اصلی به دست می‌آید.

۵-۹- مراحل آشکارسازی تصویر به شرح زیر است:

۱. مؤلفه‌ی تصویر حامل خاکستری انتخاب می‌شود و از آن تبدیل ویولت گرفته می‌شود.
 ۲. مراحل آشکارسازی پیام به روش افزودن ضرایب تبدیل ویولت انجام و اشتراک‌ها تولید می‌شود.
 ۳. اشتراک‌های حاصل از مرحله ۲ ترکیب می‌شوند و تصویر پیام بازسازی می‌گردد.
- نتایج حاصل از پیاده‌سازی این الگوریتم توسط نرم‌افزار متلب در شکل‌های ۱۸ و ۱۹ قابل مشاهده است.



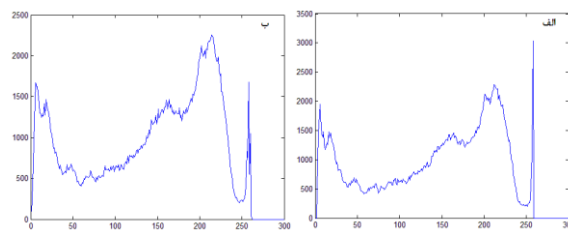
شکل ۱۸ الف: تصویر پیام ۲ ب: تصویر پروانه پ، ت، ث و ج: اشتراک‌های پیام در خروجی الگوریتم رمز بصری چ: تصویر حامل پیام رمزنگاری شده ج: تصویر بازیابی شده ۲

۵-۱۰- ارزیابی

همان‌طور که در شکل ۱۸ قابل مشاهده است شفافیت در این الگوریتم بالاست. نرخ داده در این روش هر تصویر باینری که به‌عنوان پیام در نظر گرفته می‌شود به ۴ اشتراک تبدیل می‌گردد. در یک تصویر خاکستری ۸ بیتی که به‌عنوان تصویر اصلی برای حمل پیام استفاده کنیم قادر به انتقال یک پیام هستیم. مقاومت هیستوگرام‌های مربوط به مؤلفه‌های تصویر اصلی و تصویر حامل در شکل ۱۹ آمده است.

می‌توان نتیجه گرفت که این روش در مقابل این نوع تحلیل مقاوم است.

- پیاده‌سازی این الگوریتم ساده است.
 - زمان بسیار کمی برای اجرای الگوریتم پیاده‌سازی شده لازم است.
 - بازیابی تصویر رمز شده بسیار ساده است.
 - پهن‌شدگی تصویر بازیابی شده که در روش رمزنگاری بصری وجود داشت برطرف شده است.
 - تصویر بازیابی شده از کیفیت خوبی برخوردار است.
- مقایسه PSNR روش پیشنهادی با سایر روش‌ها در جدول ۳ آورده شده است.



شکل ۱۹ الف: هیستوگرام مؤلفه R تصویر اصلی ب:

هیستوگرام مؤلفه R تصویر حامل

نتایج به‌دست‌آمده از پیاده‌سازی این روش به شرح زیر است:

- با توجه به تحلیل هیستوگرام‌های فوق که نشان می‌دهد هیستوگرام تصویر اصلی و هیستوگرام تصویر حامل پیام تفاوتی با یکدیگر ندارند

جدول ۳ - مقایسه روش پیشنهادی با سایر روش‌ها

عنوان مقاله	سال انتشار	روش پیشنهادی	مقدار PSNR
Improved wavelet-based image watermarking through SPIHT.[16]	2020	LWT ^۲ ANN ^۳	۴۳٫۸ dB
Guided Dynamic Particle Swarm Optimization for Optimizing Digital Image Watermarking in Industry Applications.[17]	2018	IWT ^۴	۵۰ dB
Neural network based robust image watermarking technique in LWT domain.[18]	2018	LSB ^۵ GA ^۶	۵۳٫۱۱ dB
An adaptive hybrid fuzzy-wavelet approach for image steganography using bit reduction and pixel adjustment.[19]	2018	DCT ^۷	۳۶٫۲ dB
A Secure Spatial Domain Image Steganography using Genetic Algorithm and Linear Congruential Generator.[20]	2018	DWT ^۸ ANN	۳۶٫۲۶ dB
A secure image steganography algorithm based on least significant bit and integer wavelet transform”, [21]	2018	FDM ^۹ EAG	۴۹٫۰۱ dB
روش پیشنهادی این مقاله		LSB ^{۱۰} VC ^{۱۰}	۵۴٫۵ dB

^۲ lifting wavelet transform

^۳ Edge Adaptive Grid

^۴ Integer wavelet transform

^۵ Least Significant Bit

^۶ Genetic Algorithm

^۷ Discrete cosine transform

^۸ Artificial Neural Network

^۹ Flipping Distortion measurement

^{۱۰} Visual Cryptography

and Communication Engineering, Volume 8, Issue 2, Dec. 2013.

[2] Dr M. Umamaheswari, Prof. S. Sivasubramanian, S. Pandiarajan "Analysis of Different Steganographic Algorithms for Secured DataHiding", IJCSNS International Journal of Computer Science and Network Security, VOL.10 No.8, Aug 2010.

[3] Siddaram Shetty, Minu P. Abraham "A Proposal to Secure Visual Cryptographic Shares of Secret Image using RSA" International Journal of Advanced Research in Computer Science and Software Engineering Volume 4, Issue 12, Dec 2014.

[4] Biswapati lana, Partha Chowdhuri, Madhumita Mallick, Shyamal Kumar Mondal "Cheating Prevention in Visual Cryptography using Steganographic Scheme" IEEE Conference 2014.

[5] Mehdi Hussain and Mureed Hussain" A Survey of Image Steganography Techniques" International Journal of Advanced Science and Technology Vol. 54, May 2013.

[6] Mr. Deepak S. Bhigade, Prof. Shaikh Phiroj Chhaware" Steganography and Visual Cryptography for Secured Data Hiding" International Conference on Industrial Automation and Computing (ICIAC), 13th Apr 2014.

[7] Shaveta Mahajan, Arpinder Singh" A Review of Methods and Approach for Secure Stegnography" International Journal of Advanced Research in Computer Science and Software Engineering (IJARCSSE), Volume 2, Issue 10, Oct 2012.

[8] Khalil Challita and Hikmat Farhat "Combining Steganography and Cryptography: New Directions" International Journal on New Computer Architectures and Their Applications (IJNCAA), 2011

[9] Ravindra Gupta, Akanksha Jain, Gajendra Singh " Combine use of Steganography and Visual Cryptography for Secured Data hiding in Computer Forensics" (IJCSIT) International Journal of Computer Science and Information Technologies, Vol. 3 (3) , 2012.

[10] Rita Rana, Dheerendra Singh, Steganography-Concealing Messages in Images Using LSB Replacement Technique with Pre-Determined Random Pixel and Segmentation of Image, International Journal of Computer Science & Communication Vol. 1, No. 2, pp. 113-116, JuL-Dec 2010.

[11] Rehana Begum R.D and Sharayu Pradeep "Best Approach for LSB Based Steganography

۶- نتیجه گیری

با پیاده سازی و بررسی روش های بالا نتایج زیر حاصل گردید:

- برای حل مشکل زیگزاگ شدن هیستوگرام تصویر، روش افزودن ضرایب پیشنهاد کردیم که با پیاده سازی این روش و مقایسه آن با روش بیت های کم ارزش تبدیل ویولت نتایج مطلوبی حاصل گردید که هم باعث تغییر بسیار کم شفافیت تصویر با افزایش نرخ داده ورودی شد و هم مشکل زیگزاگ هیستوگرام تصویر در روش بیت های کم ارزش تبدیل ویولت برطرف شد.
- در روش پیشنهادی، برخلاف سایر روش ها، رمزنگاری بصری به طور مستقیم بر روی تصاویر پیام انجام می شود و سپس با استفاده از پنهان نگاری تبدیل ویولت این تصاویر صورت می گیرد؛ اما در روش های ارائه شده ابتدا در روی پیام الگوریتم پنهان نگاری پیاده سازی می شد و سپس تصویر خروجی توسط الگوریتم رمز بصری به چند اشتراک نامفهوم تبدیل می شد.
- پیچیدگی محاسباتی این روش بسیار پایین است.
- چون الگوریتم رمز بصری بر روی تصاویر پیام پیاده سازی می شود و سپس پنهان نگاری بر روی اشتراک های نامفهوم تولید شده توسط این الگوریتم انجام می شود. تصویر خروجی یک تصویر شفاف و با مفهوم است؛ این باعث می شود تا مهاجم در نگاه اول متوجه رمز شدن تصویر پیام نشود.
- پیاده سازی این الگوریتم ساده است.
- زمان بسیار کمی برای اجرای الگوریتم پیاده سازی شده لازم است.
- بازیابی تصویر رمز شده بسیار ساده است.
- پهن شدگی تصویر بازیابی شده که در روش رمزنگاری بصری وجود داشت برطرف شده است.
- تصویر بازیابی شده از کیفیت خوبی برخوردار است.

مراجع

[1] Poonam Bidgar, Neha Shahare "Key based Visual Cryptography Scheme using Novel Secret Sharing Technique with Steganography" IOSR Journal of Electronics

Using Genetic Algorithm and Visual Cryptography for Secured Data Hiding and Transmission over Networks” International Journal of Advanced Research in Computer Science and Software Engineering, Volume 4, Issue 6, Jun 2014.

[12] Der-Chyuan Lou, Hong-Hao Chen, Hsien-Chu Wu, and Chwei-Shyong Tsai. A novel authenticable color visual secret sharing scheme using non-expanded meaningful shares. *Displays*, 32:118{134, Feb 2011.

[13] Moni Naor, Adi Shamir. Visual cryptography II: Improving the contrast via the cover base Security Protocols Security Protocols pp 197-202, 1996.

[14] Moni Naor, Adi Shamir. Visual cryptography, Security Protocols: Advances in Cryptology, EUROCRYPT'94, pp 1-12, 1994.

[15] Mitsuru Nakai, A Measure on the Harmonic Boundary of a Riemann Surface. *Nagoya Mathematical Journal*, Volume 17, pp. 181-218, August 1960.

[16] Kumar C, Singh AK, Kumar Pu”Improved wavelet-based image watermarking through SPIHT”, *Multimedia Tools and Applications*, vol. 79, no.15, pp.11069-11082.

[17] Zheng Z, Saxena N, Mishra KK, Sangaiah AK, ,” Guided Dynamic Particle Swarm Optimization for Optimizing Digital Image Watermarking in Industry Applications”, vol.88, pp.92–106, 2018.

[18] M. Islam, A. Roy, R.H. Laskar, “Neural network based robust image watermarking technique in LWT domain”, *Journal of Intelligent & Fuzzy Systems*, vol.u34, pp.u1691– 1700, 2018.

[20] I. Shafi, M. Noman, M. Gohar, A. Ahmad, M. Khan, S. Din, S.H. Ahmad, J. Ahmad, “An adaptive hybrid fuzzy-wavelet approach for image steganography using bit reduction and pixel adjustment”, *Soft Computing*, vol.u22, no.5, pp.1555–1567, 2018.

[21] P.D. Shah, R.S. Bichkar, A Secure Spatial Domain Image Steganography using Genetic Algorithm and Linear Congruential Generator, In *International conference on intelligent computing and applications*, pp.119-129, 2018.

[22] Emad, E., Safey, A., Refaat, A., Osama, Z., Sayed, E., & Mohamed, E. ”A secure image steganography algorithm based on least significant bit and integer wavelet transform”, *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol.29, no.3, pp.639– 649, 2018.

ماهیت نویز پروانه شناور

محمود رضا عباسی*

۱- استادیار، عضو هیئت علمی دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (علیه السلام)

چکیده

پیش‌بینی نوسانات فشار ناشی از پروانه و نویز تابشی زیر آب موضوعی است که در مهندسی دریایی مورد توجه و علاقه زیادی قرار دارد. با این وجود، اندازه‌گیری نویز در حالت مقیاس کامل همچنان یک کار چالش‌برانگیز می‌باشد؛ این به دلیل پدیده‌های مختلف است که در میان آنها اثرات مقیاس بر روی کاویتاسیون و دنباله کشتی، محیط محدود و اثرات میدان نزدیک در آزمایش‌های مدل نقش مهمی دارند. تجزیه و تحلیل این مسائل به دلیل حجم نسبتاً محدود داده‌های موجود آزمایش‌های دریایی و پیچیدگی‌های پدیده‌هایی که بیشتر آنها مربوط به کاویتاسیون بر روی پره‌های پروانه هستند و در اندازه‌گیری‌های انجام‌شده در تونل‌های کاویتاسیون وجود دارند، دشوار می‌شود. در این مقاله به بررسی طیف نویز حاصل از پروانه‌های کاویتاسیونی و غیرکاویتاسیونی پرداخته و سطح کلی نویز اندازه‌گیری‌شده در باند ۱۰۰ هرتز تا ۱۰ کیلوهرتز بر اساس تابعی از سرعت نوک پروانه و تعداد تیغه برای کشتی‌های زیر ۱۰۰ متر، مورد بررسی قرار می‌گیرد.

واژه‌های کلیدی

پروانه، نویز، کاویتاسیون، غیرکاویتاسیون، زیر آب

Nature Of Propeller Noise

Mahmoud Reza Abbasi

Imam Hossein University, Science College, Basic Science Department

Abstract

The prediction of propeller induced pressure fluctuations and underwater-radiated noise is a subject of great and increasing interest in marine engineering. Nevertheless, the full-scale prediction of noise still a challenging task. This is due to different phenomena, among which scale effects on cavitation and ship wake, confined environment and near field effects in model tests play an important role. The analysis of these problems is made difficult by the rather limited amount of available data from sea trials and to the complexities of the phenomena, most of which related to cavitation on the propeller blades, that are present in the measurements carried out in cavitation tunnels. In this paper, we examine the spectrum of noise from cavitation and non-cavitation propellers, and we examine the overall noise level measured in the band 100 Hz to 10 kHz based on the speed of the tip of the propeller and the number of blades for ships under 100 meters.

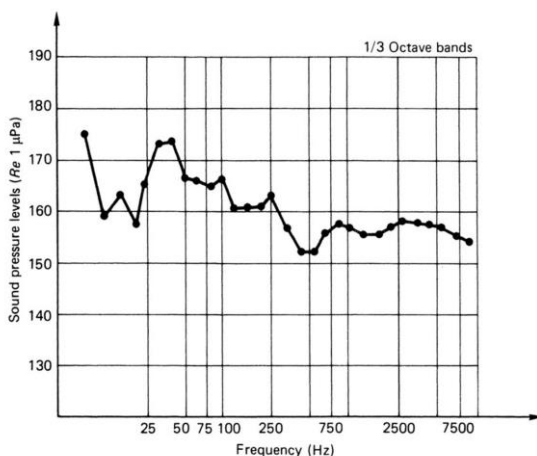
Keywords

Propeller, Noise, Cavitation, Non-Cavitation, Underwater.

* Corresponding author: phys.ocean.abbasi@gmail.com

در شکل ۱، نویز خودی ایجاد شده و اندازه گیری شده در گنبد سونار یک کشتی جنگی دیده می شود. شکل، سطوح نویز مقایسه ای را در این محل از لایه مرزی بدنه، ماشین آلات، نویز الکتریکی و پروانه نشان می دهد. نکته قابل توجه در این شکل واقع شدن پروانه در سمت مخالف کشتی با گنبد سونار است که از این رو می توان اهمیت پروانه را به عنوان منبع نویز کاملاً درک کرد و به نظر می رسد که در سرعت های بالاتر از ۲۵ گره، غالب است.

نویز پروانه شامل مجموعه ای از اجزای تناوبی یا تن، در نرخ تیغه و چند برابر آن، همراه با طیفی از نویز با فرکانس بالا به دلیل کاویتاسیون و اثرات لایه مرزی تیغه است. شکل ۲ طیف نویز پروانه کاویتاسیونی را بر اساس تحلیل باند اکتاو یک سوم نشان می دهد. سطوح فشار صوت به سطح ۱ میلی پاسکال بر اساس استاندارد ارجاع می شود [۳].



شکل ۲- طیف نویز کاویتاسیونی اندازه گیری شده در خارج بدنه شناور

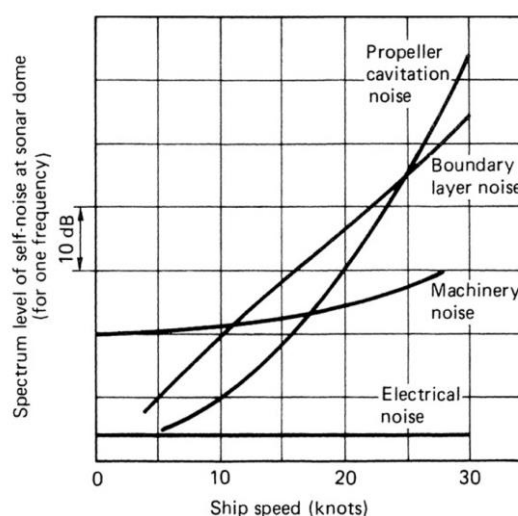
این طیف نویز ناشی از سرعت تیغه معمولاً زیر آستانه قابل شنیدن است؛ اگرچه کمتر از حد تشخیص سنسور نیست. معمولاً در مورد پروانه های چهارپره که با سرعت ۲۵۰ دور در دقیقه کار می کنند؛ این فرکانس نرخ تیغه ۱۶/۷ هرتز را به دست می دهد که درست کمتر از حد معمول است. محدوده شنیداری انسان در حدود ۲۰ تا ۲۰۰۰۰ هرتز را تشخیص می دهد [۳].

برای بررسی بیشتر نویز تولیدی، مناسب تر است که به طور جداگانه به مسائل نویز بدون کاویتاسیون و با کاویتاسیون پرداخته شود. اولی، اگرچه برای اکثر کشتی های تجاری در نظر گرفته نمی شود؛ اما در مورد

۱- مقدمه

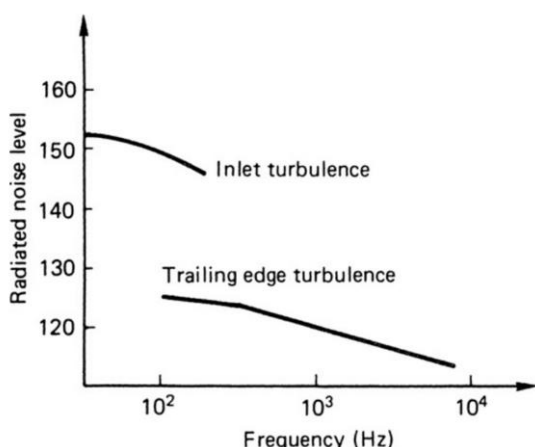
پنج مکانیسم اصلی وجود دارد که توسط آنها یک پروانه می تواند امواج فشاری در آب ایجاد کند و از این رو ایجاد نویز نماید [۱]. این مکانیسم ها عبارتند از:

۱. جابجایی آب توسط نیمرخ تیغه پروانه
 ۲. اختلاف فشار بین مکش و سطوح تحت فشار تیغه پروانه زمانی که در حال چرخش هستند.
 ۳. جریان بر روی سطوح تیغه های پروانه.
 ۴. نوسانات دوره ای وجود کاویتاسیون ناشی از عملکرد تیغه ها در میدان دنباله متغیر پشت کشتی
 ۵. فرآیندهای فروپاشی ناگهانی حباب کاویتاسیون.
- واضح است که سه علت اول با پروانه در حالت کاویتاسیونی یا غیر کاویتاسیونی مرتبط هستند. با این حال، آنها اثرات غیر کاویتاسیونی هستند. دو علت بعدی پدیده های وابسته به کاویتاسیون هستند و تنها زمانی رخ می دهند که پروانه در حال ورود به حالت کاویتاسیون باشد. بنابراین، نویز پروانه را می توان شامل دو جزء اصلی در نظر گرفت: یک جزء غیر کاویتاسیونی و یک جزء کاویتاسیونی. از نظر مشخصه نویز یک کشتی، قبل از شروع کاویتاسیون، تمام اجزای نویز ناشی از ماشین آلات، بدنه و پروانه مهم هستند. اما پس از شروع کاویتاسیون، با وجود نویز بدنه و منابع ماشین آلات، نویز پروانه معمولاً عامل غالب می شود (شکل ۱).



شکل ۱- نمونه ای از تغییرات خود نویز شناور بر اساس سرعت شناور [۲]

¹ wake



شکل ۴- تراز نویز تابشی یک هیدروفویل صلب متحرک در آب

موضوع بهینه‌سازی پروانه‌های دریایی برای نویز در شرایط زیر کاویتاسیونی به‌صورت نظری هنوز در مراحل ابتدایی است زیرا راه‌حل کامل به یک محاسبه دقیق جریان ویسکوز روی پره‌های پروانه همراه با طیف آشفتگی ورودی بعلاوه داده‌های میدان دنباله‌آنیاز دارد. این موضوع را در زمینه پروانه دریایی بدون کاویتاسیون بیشتر مورد بحث قرار می‌دهیم.

۳- نویز کاویتاسیون

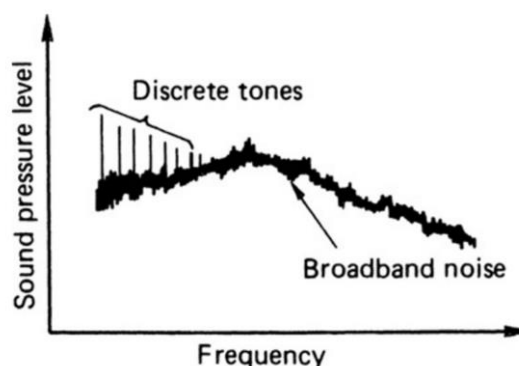
درست قبل از شروع کاویتاسیون قابل‌مشاهده، یک افزایش سطح نویز اندازه‌گیری شده در یک محدوده فرکانس نسبتاً باریک دیده شده است. فروپاشی حباب‌های کاویتاسیون امواج شوک ایجاد می‌کند و در نتیجه نویز ایجاد می‌کند. این در اصل «نویز سفید» است که یک باند فرکانسی تا حدود ۱ مگاهرتز را پوشش می‌دهد. از دیدگاه تئوری، موضوع تابش نویز توسط کاویتاسیون تا همین اواخر از رفتار یک حباب کاویتاسیون منفرد به‌گونه‌ای که دینامیک حباب در یک میدان فشار متغیر در نظر گرفته می‌شد، بررسی می‌شد؛ به‌عنوان مثال، در امتداد سطح یک بخش تیغه پروانه [۵]. در این شرایط، حباب دچار نوسانات حجمی می‌شود و در نتیجه انرژی صوتی ساطع می‌شود. با استفاده از این رویکرد، چگالی توان طیفی مجموعه‌ای از حباب‌ها حاصل ضرب تعداد حباب‌ها در واحد زمان و چگالی انرژی طیفی به دلیل رشد و فروپاشی یک حباب می‌شود.

² Wake

کشتی‌های تحقیقاتی و کشتی‌های دریایی که متکی بر توانایی عملیات بی‌صدا به‌منظور انجام کار خود یا شناسایی تهدیدات بالقوه هستند؛ نیازمند توجه بیشتری است. برای این موارد اخیر، یک طراح تلاش می‌کند تا محدوده عملیات غیرکاویتاسیونی کشتی را تا آنجا که ممکن است گسترش دهد.

۲- نویز پروانه بدون کاویتاسیون

پروانه شناور در حالت غیرکاویتاسیونی و نیز همراه با سایر اشکال توربو ماشین‌آلات، یک مشخصه نویز مطابق شکل ۳ تولید می‌کند.



شکل ۳- طیف نویز غیرکاویتاسیونی پروانه

از این شکل مشاهده می‌شود که تون‌های متمایز مرتبط با فرکانس‌های تیغه همراه با نویز پهن باند در فرکانس‌های بالاتر وجود دارد. طیف پهنای باند شامل اجزایی است که از تلاطم جریان ورودی به پروانه و اثرات لایه‌مرزی و لبه‌های مختلف مانند فروپاشی گرداب^۱ و نویز لبه‌های انتهایی به دست می‌آیند.

در تحلیل مکانیسم‌های نویز پهن باند، به نویز لبه انتهایی کمتر توجه می‌شود زیرا شامل دانش دقیق جریان در اطراف لبه انتهایی است. نقش ویسکوزیته در لایه‌مرزی یک پارامتر مهم در تخمین سطوح نویز تابشی تولید شده است و در حال حاضر موضوع تحقیق و پژوهش است. با این حال، بلیک در مطالعه خود یک نمایی از سطوح نسبی نویز تلاطم لبه انتهایی و ورودی پروانه را مورد بررسی قرار داد (شکل ۴) [۴].

¹ vortex

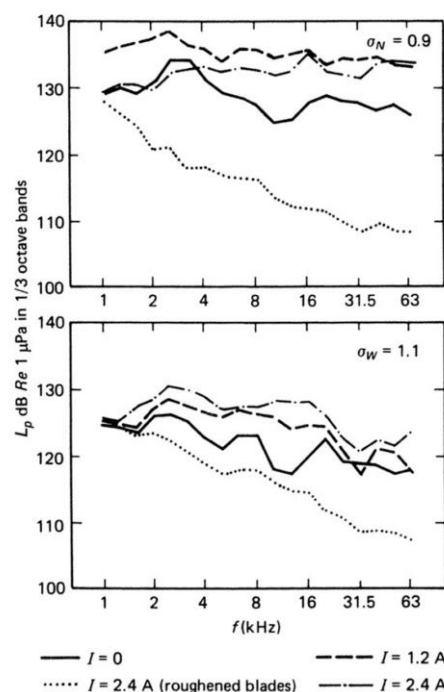
Type of cavitation	Properties of sound contributing to the discrete spectrum
	0 → 1
Sheet	
Cloud	
Tip vortex	
Hub vortex	
Mid-chord bubble	
Root	
	1 ← 0
	Proportion of sound contributing to the continuous spectrum

شکل ۱- سهم نسبی انواع مختلف کاویتاسیون در طیف توان صوتی

پیش‌بینی نویز ناشی از کاویتاسیون با روش‌های نظری پیچیده‌تر از پروانه غیر کاویتاسیونی است و در نتیجه، بیشتر پیش‌بینی‌ها با استفاده از پروانه‌های مدلی که در یک تونل کاویتاسیون کار می‌کنند انجام شده است. در حال حاضر، ناتوانی بسیاری از روش‌های نظری برای در نظر گرفتن لایه‌مرزی دقیق و دینامیک کاویتاسیون، ارزش آنها را محدود می‌کند.

ماتوزیاک^۲ یک طرح نظری برای ارزیابی نویز ناشی از یک پروانه کاویتاسیون دار که عمدتاً دارای کاویتاسیون صفحه‌ای است را توسعه داد [۱]. مدل انتشار نویز مورد استفاده در این روش، یک تقریب صوتی خطی است که برای یک محیط همگن نامحدود، پخش کروی را ارائه می‌دهد. این رویکرد یک طیف فشار باندپهن ناشی از پروانه تولید می‌کند که نشان داده شده به‌طور کلی با نتایج اندازه‌گیری‌شده برای پروانه‌های کاویتاسیون‌دار ارتباط دارد. انتشار نویز با فرکانس بالا از یک پروانه غیر کاویتاسیونی در نظر گرفته نمی‌شود و به دلیل اینکه این روش مبتنی بر تحلیل جریان پتانسیل است، اثرات جریان ویسکوز را در نظر نمی‌گیرد و بنابراین، نویز اندازه‌گیری شده در اعداد رینولدز پایین را پیش‌بینی نمی‌کند. به‌طور مشابه، فقدان محاسبات جریان لزج نیز ممکن است به مشکلات پیش‌بینی با اثرات کاویتاسیونی لبه‌های پیشرو پروانه‌های بسیار اریب کمک کند و تأثیر گردابه‌های نوک نادیده گرفته شود. چوی و همکاران [۸] انتشار نویز از حباب‌های

با این حال، چنین مدل‌هایی فقط تا حدی رفتار واقعی تیغه‌های پروانه کاویتاسیون‌دار را پیش‌بینی می‌کنند و در قابلیت پیش‌بینی خود در تراکم حباب‌های بسیار بالا کارایی لازم را ندارند. کارهای آراکری و شانموگانتان [۶] و ون در کویچ [۷] این نتیجه را تأیید می‌کنند. ون در کویچ با آزمایش مدل بر روی تیغه‌های صاف و زبر نشان داد که نویز ایجاد شده توسط کاویتاسیون حباب، در ابتدا با افزایش تعداد حباب‌ها افزایش می‌یابد و سپس در صورت وجود حباب‌های بیشتر به‌طور قابل‌توجهی از بین می‌رود. شکل ۵ برگرفته از پژوهش ون در کویچ [۷] این اثر را نشان می‌دهد.



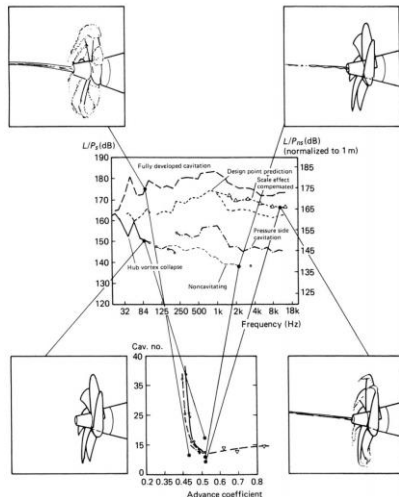
شکل ۵- طیف فشار صوتی اندازه‌گیری شده، نتایج با تیغه‌های صاف، مقایسه با نتایج با تیغه‌های زبر

در مورد تیغه صاف، چگالی حباب‌های مختلف توسط جریان الکترولیز متغیر از ۰ تا ۲,۴ آمپر القا می‌شود؛ درحالی‌که در مورد تیغه زبر تعداد زیادی حباب ایجاد می‌شود.

شکل ۶، بر اساس پژوهش بلیک^۱، به‌صورت شماتیک سهم نسبی انواع مختلف کاویتاسیون را در طیف توان صوتی نشان می‌دهد [۳]. از این رو، می‌توان از تأثیری که یک نوع کاویتاسیون خاص بر روی طیف نویز پیوسته یا گسسته دارد اطلاع یافت.

² Matusiak

¹ Blake



شکل ۷- تأثیر نوع کاویتاسیون طیف نویز

طیف وسیعی از طیف‌های نویز ناشی از یک پروانه را در چهار شرایط بارگذاری خاص می‌توان مشاهده کرد. اندازه‌گیری نویز در حال حاضر یکی از ویژگی‌های منظم بسیاری از برنامه‌های آزمایش تونل کاویتاسیون است. هدف از این آزمایش‌ها می‌تواند مقایسه طیف‌های نویز ناشی از شرایط بار مختلف برای یک پروانه باشد. مقایسه بین پروانه‌های مختلف یا پیش‌بینی در مقیاس کامل طیف نویز تحت شرایط بار مشخصه متفاوت برای یک طراحی خاص. با این حال، زمانی که مطالعه نویز در یک تونل کاویتاسیون انجام می‌شود، وجود دیواره‌های تونل تا حدی بر نتایج تأثیر می‌گذارد که نتایج، بدون اصلاح، معرف شرایط میدان آزاد نیستند. در نتیجه، یک ضریب تصحیح باید با جایگزین کردن یک منبع نویز کالیبره شده به جای پروانه ایجاد شود تا بتوان مقایسه کرد که سطح نویز در میدان آزاد بدون دیواره‌های تونل چقدر بود.

۴- پیش‌بینی و کنترل نویز

اگر پیش‌بینی قطعی گسیل طیف‌های نویز از یک ترکیب پروانه-کشتی خاص مورد نیاز باشد؛ در حال حاضر، مطالعات آزمایش مدل تنها ابزار واقعی برای دستیابی به این هدف است. بارک (۱۹۸۶) همبستگی قابل دستیابی و دلایل احتمالی برای هرگونه اختلاف همبستگی بین مدل و مقیاس کامل را مورد بحث قرار می‌دهد [۱۴]. شکل ۸ که از بارک گرفته شده است، همبستگی خوبی از نویز بی‌بعد در باندهای اکتا و سوم با استفاده از میانگین سطوح را نشان می‌دهد.

کاویتاسیون گردابی را بررسی کرده‌اند. این امر شامل رشد، شکافتن و فروپاشی حباب‌های کاویتاسیونی گردابی برای یک گرداب منفرد شده است. گردابی که افت فشار و بازیابی را تجربه می‌کند و گردابی که با گرداب قوی‌تر دیگری در تعامل است.

آنها دریافتند که ویژگی‌های میدان فشار اطراف و گردابه‌های خط تأثیر زیادی بر پدیدارشناسی حباب دارند، حتی زمانی که تغییرات متوسط بودند. سالواتوره و همکاران روشی را برای مدل‌سازی کاویتاسیون ناپایدار و نویز پیشنهاد کرده‌اند. مدل آنها بر اساس یک فرمول جریان پتانسیل و یک کاویتاسیون صفحه‌ای است [۹].

مدل برای تخمین الگوهای کاویتاسیون گذرا بر روی تیغه‌های پروانه سوار شده است. با توجه به انتشار نویز از پروانه، این تخمین‌ها بر اساس معادله ویلیامز و هاوکینز [۱۰] است که میدان فشار آکوستیک ایجاد شده توسط بلند کردن اجسام تحت حرکت دلخواه و کار بعدی دی فرانسیسکانتونو [۱۱] را توصیف می‌کند.

ویتن و همکاران شبیه‌سازی صدای پروانه را با استفاده از یک رویکرد ترکیبی دومرحله‌ای انجام داد [۱۲]. همبستگی بین نتایج CFD آنها با استفاده از کد FINFLO، نشان داد که انتشار نویز پیش‌بینی شده معقول بود. علاوه بر این، مشخص شد که استفاده از مدل‌های مختلف آشفستگی به‌طور قابل‌توجهی بر میدان جریان در دنباله پروانه و شبیه‌سازی نویز ناشی از آن تأثیر می‌گذارد. صدای ساطع شده توسط پروانه کاویتاسیون دار به نوع کاویتاسیون موجود در شرایط عملیاتی خاص بستگی دارد. به‌عنوان مثال، انواع کاویتاسیون گردابی پشت، جلو، تویی و نوک همگی دارای علائم نویز متفاوتی هستند (شکل ۷) [۱۳].

$$L \cong 175 + 610 \log \frac{U_T}{25} + \log \frac{Z}{4} \quad (1)$$

که در آن U_T سرعت نوک در محدوده ۱۵ تا ۵۰ متر بر ثانیه و Z تعداد تیغه‌های کاویتاسیون شونده است. در استفاده از این عبارت، باید به خاطر داشت که در آن زمان کشتی‌ها عمدتاً با طرح‌های پروانه معمولی مجهز بودند و بنابراین معادله فوق برای پروانه‌هایی با طرح‌های پیشرفته بارگیری تیغه قابل اجرا نخواهد بود.

کنترل نویز ساطع شده از پروانه را می‌توان با تلاش برای اندازه‌گیری کنترل با طراحی مجدد سطوح تیغه پروانه یا با فرض عدم امکان بهبود طراحی، با تلاش برای سرکوب صوتی از طریق کشتی انجام داد.

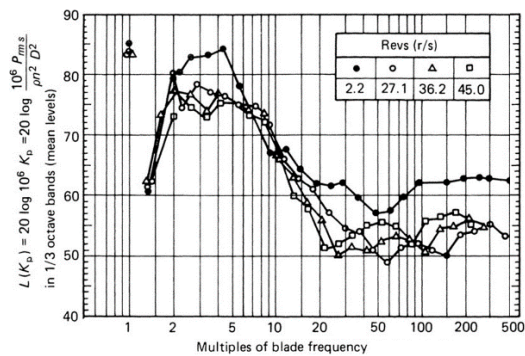
سرکوب نویز داخل کشتی به محاسبه مسیرهای نویز در کشتی و طراحی یک سیستم سرکوب مناسب می‌پردازد؛ به این ترتیب، این جنبه خارج از محدوده این متن است و باید به کارهایی مانند مورو [۱۶] اشاره کرد. در مواردی که لازم است نویز در منبع سرکوب شود؛ این امر می‌تواند با در نظر گرفتن برای مثال یکی از گزینه‌های زیر یا ترکیبی از گزینه‌های زیر حاصل شود:

۱. طراحی مجدد فرم بدنه برای بهبود میدان ویک.
۲. تغییر در توزیع شعاعی چولگی.
۳. تغییر در توزیع گام شعاعی.
۴. تنظیم پروفایل‌های بخش عمومی.
۵. تغییر در هندسه لبه جلو و یا لبه انتهایی.
۶. تغییرات در طول وتر بخش.

۵- اندازه‌گیری نویز تابشی

اندازه‌گیری نویز تشعشعی جنبه مهمی از آزمایش‌های کشتی‌های جنگی سطحی و زیردریایی‌ها در زمینه تشخیص سونار و سیستم‌های ناوبری اژدر است. علاوه بر این، چنین آزمایش‌هایی مرحله مهمی را در توسعه طراحی‌های آینده کشتی‌ها تشکیل می‌دهند. علاوه بر کشتی‌های جنگی، کشتی‌های تخصصی خاص مانند کشتی‌های تحقیقاتی نیز نیاز به کنترل نویز تشعشعی دارند و بنابراین از آزمایش‌های انتشار نویز بهره می‌برند. اندازه‌گیری‌های نویز تشعشعی در محدوده‌های نویز که مخصوصاً برای این منظور قرار گرفته و ساخته شده‌اند؛ انجام می‌شوند.

برای اهداف اندازه‌گیری، حداقل باید از دو هیدروفون استفاده شود: یکی مستقیماً در زیر مسیر کشتی و دیگری در فاصله‌ای از یک طرف مسیر - نه کمتر از ۱۰۰ متر از



شکل ۸- نویز غیربعدي به صورت $L(Kp)$ در باندهای اکتاو سوم (میانگین سطوح) ارائه شده است. مقایسه داده‌های تمام مقیاس (نمادهای پر) با داده‌های مدل در سه سرعت آب (نمادهای باز)

نمودار، نتایج را برای چندین سرعت مختلف نشان می‌دهد.

بارک در مطالعه خود، پیشنهاد می‌کند که بهترین همبستگی با بالاترین سرعت آب پیدا شد. با این حال، واضح است که اگر این مقدار به مقدار خیلی زیادی افزایش یابد، نویز فرکانس بالا توسط حباب‌های گاز کاهش می‌یابد. همچنین از شکل ۸ مشاهده می‌شود که شکل طیف هم در مقیاس مدل و هم در مقیاس کامل مشابه است، اگرچه انحرافات خاصی در مقیاس بندی فرکانس مشاهده خواهد شد. اینها را می‌توان به بازتاب موج در بدنه یا تفاوت در فرضیات مقیاس‌بندی کاویتاسیون نسبت داد.

اگر آزمایش‌های مدل را نتوان انجام داد یا به هر دلیلی در نظر گرفت؛ هنوز هم می‌توان بر اساس اندازه‌گیری‌های قبلی صدای پروانه را تخمین زد. با این حال، این نوع پیش‌بینی به اندازه آزمایش‌های مدل دقیق نیست. در نتیجه، باید با احتیاط از آن استفاده شود؛ زیرا مقادیر به‌دست‌آمده بر اساس داده‌های تاریخی است و بنابراین ممکن است به‌طور دقیق برای مطالعات پروژه‌های جدید قابل استفاده نباشد. حالت معمولی این نوع روش، داده‌های مربوط به طیف نویز تابش شده از کشتی سطحی است که در طول جنگ جهانی دوم ساخته شده است و در خلاصه‌ای که توسط دفتر تحقیقات علمی و توسعه ایالات متحده در سال ۱۹۴۵ منتشر شد، گزارش شده است.

راس [۱۵]، سطح کلی اندازه‌گیری شده در باند از ۱۰۰ هرتز تا ۱۰ کیلوهرتز را بر اساس تابعی از سرعت نوک پروانه و تعداد تیغه و برای کشتی‌های بیش از ۱۰۰ متر بیان کرد:

مسیر. عمق آب مهم است و هیدروفون واقع در مسیر کشتی نباید در عمق کمتر از ۲۰ متر باشد و اگر عمق آب بین ۲۰ و ۶۰ متر باشد باید در کف کاشته شود. برای مناطقی که عمق آنها بیش از ۶۰ متر است؛ هیدروفون باید در عمقی از سطح یک سوم عمق آب قرار گیرد. علاوه بر این، محدوده نويز آزمایشی باید به گونه ای انتخاب شود که سطوح پس زمینه آکوستیک بسیار کمتر از سطوح احتمالی ساکت ترین ماشین هایی باشد که باید ارزیابی شوند و سطح بازتاب پایین ناچیز باشد.

هدف این دو هیدروفون متفاوت است. موردی که در مسیر کشتی قرار دارد؛ در درجه اول برای مطالعه دقیق طیف نويز در محدوده فرکانس ۱۰-۱۲۰۰ هرتز در نظر گرفته شده است، در حالی که پرتو هیدروفون به محدوده فرکانس وسیع تری از ۱۰ تا ۸۰۰۰۰ هرتز در ارتباط با تشخیص سونار و اژدر نگاه می کند. اطلاع از ویژگی های عملکرد هیدروفون ها به ویژه مهم است و باید به آیین نامه های عملی مورد توافق اشاره کرد: برای مثال، STANAG [۱۷] توافق نامه استاندارد سازی ناتو را برای این اهداف و همچنین برای انجام آزمایش ها شرح می دهد.

برای اهداف این آزمایش ها، باید در شرایط ثابت با حداقل استفاده از سکان نگهداری شود. سوابق سرعت اسمی، سرعت واقعی، سرعت موتور اصلی و محور پروانه، گام پروانه، ویژگی های ارتعاش و غیره باید در طول و قبل از آزمایش ها حفظ شود تا سرعت شروع کاویتاسیون پیشرانه ها مشخص شود. علاوه بر این، سوابق آب و هوا باید حفظ شود زیرا آب و هوا می تواند تأثیر قابل توجهی بر طیف نويز اندازه گیری شده داشته باشد؛ به ویژه اگر باران می بارد. سرعت چرخش شفت دقیق و طیف ارتعاش موارد اصلی و کمکی مهم تر ماشین آلات باید ثبت شود. در جاهایی که تغییرات زیادی در پیش نویس عملیاتی رخ می دهد. علاوه بر این، اندازه گیری طیف نويز از کشتی زمانی که کشتی بین شناورها لنگر انداخته است؛ با استفاده از اندازه گیری های جانبی نیز مفید است.

علاوه بر پیکربندی اندازه گیری های نسبتاً ساده برای اندازه گیری نويز، قابلیت های پیشرفته تری نیز می تواند برای اهداف تجزیه و تحلیل مشخصه دقیق تر به کار گرفته شود. علاوه بر انواع روش های اندازه گیری مکان ثابت که قبلاً به آنها اشاره شده است، روش شناور اندازه گیری نويز

قابل حمل نیز وجود دارد که می تواند به ویژه برای انجام اندازه گیری های سریع در دریا در آب های عمیق مفید باشد. این روش اساساً به این صورت است که در شرایط آب و هوایی نسبتاً آرام، شناور سونار را در دریا انداخته و سپس با دانستن موقعیت شناور سونار، با سرعت مطلوب و در فاصله مشخصی از شناور به عقب برگردید. سپس، با دانستن مختصات و خط سفر کشتی، استخراج یک طیف نويز برای کشتی به یک موضوع نسبتاً ساده تبدیل می شود.

زونگونگ و همکاران [۱۸] یک قابلیت آزمایشی برای استفاده در یک مخزن آب برای اندازه گیری شدت صوتی و قدرت پروانه و اترجت توسعه داد. این دستگاه شامل آرایه ای از دو هیدروفون تک بعدی بود که در حالت اسکن قوس دایره ای مرتب شده بودند. به دنبال برنامه آزمایشی، ادعا می شود که این دستگاه اندازه گیری خطای مطلق کمتر از ۲ dB را برگردانده و به تکرارپذیری ۱,۵dB دست یافته است.

۶- نتیجه گیری

در این مقاله به بررسی پنج مکانیسم اصلی نويز پروانه شناورها پرداخته شد؛ که عبارتند بودند از:

۱. جابجایی آب توسط نیمرخ تیغه پروانه
 ۲. اختلاف فشار بین مکش و سطوح تحت فشار تیغه پروانه زمانی که در حال چرخش هستند.
 ۳. جریان بر روی سطوح تیغه های پروانه.
 ۴. نوسانات دوره ای وجود کاویتاسیون ناشی از عملکرد تیغه ها در میدان دنباله متغیر پشت کشتی
 ۵. فرآیندهای فروپاشی ناگهانی حباب کاویتاسیون.
- بیان شد که نويز پروانه شامل دو جزء اصلی کاویتاسیونی و غیر کاویتاسیونی است که البته تمام اجزای نويز ناشی از ماشین آلات، بدنه و پروانه قبل از شروع کاویتاسیون و نويز مربوط به آن است و از اهمیت برخوردارند اما پس از شروع کاویتاسیون، با وجود نويز بدنه و منابع ماشین آلات، نويز پروانه معمولاً عامل غالب می شود.

همچنین بیان شد که نويز پروانه در سرعت های بالاتر از ۲۵ گره، غالب است. این طیف نويز ناشی از سرعت تیغه معمولاً زیر آستانه قابل شنیدن است و تون های متمایز مرتبط با فرکانس های تیغه همراه با نويز پهن باند در فرکانس های بالاتر وجود دارد. طیف پهنای باند شامل اجزایی است که از تلاطم جریان ورودی به پروانه و اثرات

propellers; the effects of leading edge roughness. In: Proc. 2nd Int. Symp. on Cavitation and Multiphase Flow Noise, ASME, December.

[8] Choi, J., Chang, N., Yakushiji, R., Dowling, D.R., Ceccio, S.L., 2006. Dynamics and noise emission of vortex cavitation bubbles in single and multiple vortex flow. In: 6th Int. Symp. on Cavitation (CAV 2006), Wageningen. September.

[9] Salvatore, F., Testa, C., Ianniello, S., Pereira, F., 2006. Theoretical modelling of unsteady cavitation and induced noise. In: 6th Int. Symp. on Cavitation (CAV 2006), Wageningen, September.

[10] Ffowcs-Williams, J.E., Hawkins, D.L., 1969. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Philos. Trans. R. Soc. A 264, 321–342.

[11] di Francantonio, P., 1995. The prediction of sound scattered by moving bodies. In: 1st AIAA/CEAS Aero-acoustics Conf., AIAA Paper 95-112, Munich, May.

[12] Vittenen, V.M., Hynninen, A., Tanttari, J., Sipila, T.P., Leubka, L., Klose, R., Siikonen, T.L., 2017. CFD and CHA simulation of the underwater noise induced by a propeller in two-phase flow. In: Proc. Smp'17, Espoo, Finland.

[13] Sunnersjö, S., 1986. Propeller noise prediction. SSPA Highlights. 2.

[14] Bark, G., 1986. Prediction of propeller cavitation noise from model tests and its comparison with full scale data (SSPA Report No. 103).

[15] Ross, D., 1976. Mechanics of Underwater Noise. Pergamon Press, Oxford.

[16] Morrow, R.T., 1988. Noise design methods for ships. In: Trans. RINA, Spring Meeting. (Paper No. 7).

[17] STANAG, 1984. Standards for Use When Measuring and Reporting Radiated Noise Characteristics of Surface Ships, Submarines, Helicopters, Etc. in Relation to Sonar Detection and Torpedo Acquisition Risk (STANAG No. 1136NATO).

[18] Zonglong, W., Youlin, C., Cai, Y., Li, N., 2017. Design and verification of a noise test device for water-jet propulsion pumps. In: Proc. Smp'17, Espoo, Finland, pp. 22–27.

لایه‌مرزی و لبه‌های مختلف مانند فروپاشی گرداب^۱ و نویز لبه‌های انتهایی به دست می‌آیند.

فروپاشی حباب‌های کایتاسیون^۱ امواج شوکی ایجاد می‌کند که منجر به تولید نویز می‌شود. این در اصل «نویز سفید» است که یک باند فرکانسی تا حدود ۱ مگاهرتز را پوشش می‌دهد. همچنین نشان داده شد که صدای ساطع شده توسط پروانه کایتاسیون‌دار به نوع کایتاسیون موجود در شرایط عملیاتی خاص بستگی دارد. به عنوان مثال، انواع کایتاسیون گردابی پشت، جلو، تویی و نوک همگی دارای علائم نویز متفاوتی هستند.

برای سرکوب برخی روش‌ها به شرح زیر پیشنهاد شد:

۱. طراحی مجدد فرم بدنه برای بهبود میدان ویک.

۲. تغییر در توزیع شعاعی چولگی.

۳. تغییر در توزیع گام شعاعی.

۴. تنظیم پروفایل‌های بخش عمومی.

۵. تغییر در هندسه لبه جلو و یا لبه انتهایی.

۶. تغییرات در طول وتر بخش.

۷- مراجع:

[1] Matusiak, J., 1992. Pressure and Noise Induced by a Cavitating Marine Screw Propeller (Ph.D. Thesis). VTT, Espoo.

[2] van Oossanen, P., 1974. Calculation of Performance and Cavitation Characteristics of Propellers Including Effects of Non-Uniform Flow and Viscosity (Publication No. 457).

[3] Blake, W.K., 1984. Aero-hydroacoustics for ships. Vols. I and II (DTNSRDC. Report No. 84/010).

[4] Jenkins, C.J., 1985. Optimizing propellers for noise. In: Advances in Underwater Technology, Ocean Science and Offshore Engineering. vol. 15. Tech. Common to Aero and Marine Engineering.

[5] Fitzpatrick, H.M., Strasberg, M., 1956. Hydrodynamic sources of sound. In: Proc. 1st Symp. on Naval Hydrodyn., Washington, DC, September.

[6] Arakeri, V.H., Shanmuganthan, V., 1985. On the evidence for the effect of bubble interference on cavitation noise. J. Fluid Mech. 159.

[7] van der Kooij, J., 1986. Sound generation by bubble cavitation on ship model

¹ vortex

طراحی موتور الکتریکی سرومکانیزم پدستال برای شناسایی

اهداف دریایی

ابوالفضل نصیری^۱، سید جلال طباطبائی^۲

۱- استادیار دانشکده فنی، سیگنالی و فضایی، دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (علیه السلام)؛ nasirieng@gmail.com

۲- مربی سازمانی دانشکده فنی، سیگنالی و فضایی، دانشگاه افسری و تربیت پاسداری امام حسین (علیه السلام)؛ unique1learning@gmail.com

چکیده:

در این تحقیق، به تحلیل، بررسی و طراحی موتور الکتریکی سرومکانیزم پدستال برای شناسایی اهداف دریایی پرداخته می‌شود. پدستال یکی از بخش‌های اصلی یک سامانه شناسایی، جهت‌یابی و مکان‌یابی راداری است. بر روی پدستال تجهیزات آنتن، رفلکتور، سیستم‌های پردازشی و ... نصب می‌شود. وظیفه اصلی پدستال علاوه بر نصب تجهیزات بر روی آن، چرخش آنتن، رفلکتور و تغییر جهت‌گیری آن می‌باشد. نیروی محرکه پدستال توسط سرومکانیزم الکتریکی و یا سرومکانیزم هیدرولیکی تأمین می‌گردد. در این تحقیق با رویکرد سرومکانیزم الکتریکی به طراحی موتور الکتریکی مورد استفاده در یک پدستال پرداخته می‌شود. تعیین الزامات سیستمی پدستال، مشخصات سرعت و توان موتور الکتریکی پدستال را تعیین می‌شود. در این تحقیق به بررسی یک پدستال با دو درجه آزادی پرداخت می‌شود. بر این اساس ضمن تشریح مختصر موتورهای الکتریکی، موتور گشتاوری به‌عنوان موتور الکتریکی مناسب برای استفاده در سرومکانیزم پدستال معرفی می‌گردد. نتایج تجربی، صحت تحقیقات انجام‌شده را تأیید می‌کند.

واژه‌های کلیدی:

سرومکانیزم، پدستال، موتور الکتریکی

Design of Pedestal Servomechanism Electric Motor for Identifying Marine Targets

Abolfazl Nasiri¹, Seyed Jalal Tabatabaei²

1- Assistant Professor, Department of Electrical Engineering, Imam Hossein University for Training Officers & Guards Tehran, Iran nasirieng@gmail.com

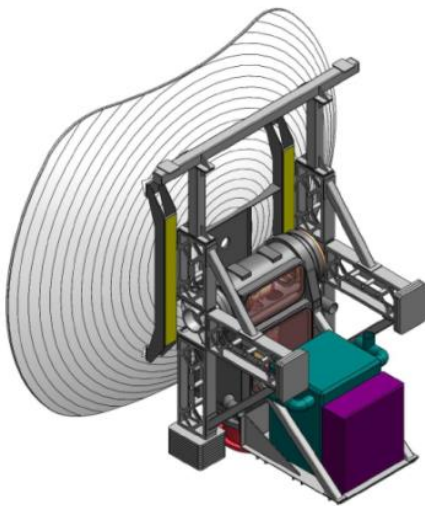
2- Organizational Teacher, Department of Science, Imam Hossein University for Training Officers & Guards Tehran, unique1learning@gmail.com

Abstract

In this research, the analysis, investigation and design of pedestal servo-mechanics electric motor for identification of marine targets is investigated. Pedestal is one of the main parts of a radar identification, orientation and locating system. On the pedestal, antenna equipment, reflectors, processing systems, etc. Installed. The main task of the pedestal in addition to installing the equipment on it is to rotate the antenna, the reflector and change its orientation. Pedestal propulsion is supplied by electrical servomechanism or hydraulic servo mechanism. In this research, with the approach of electrical servomechanism, the design of an electric motor used in a pedal is investigated. Determining the systemic requirements of the pedal determines the speed and power characteristics of the pedal electric motor. In this study, a pedal with two degrees of freedom is investigated. Accordingly, while briefly describing electric motors, the torque motor is introduced as an electric motor suitable for use in pedal servomechanism. The experimental results confirm the accuracy of the researches.

Key Word

Pedestal, servo-mechanics, electric motor



شکل ۱. نمای کلی سرومکانیزم

در این مجموعه چرخ‌دنده‌های خورشیدی به‌کاررفته و از موتورهای الکتریکی DC جهت نیرومحرکه استفاده می‌شود [۲] (شکل ۲ ب).

شرکت وی‌بل^۵ سرومکانیزم ساخته شده توسط این شرکت، وزنی در حدود ۴۵۰ کیلوگرم دارد. میزان چرخش در محور سمت آن می‌تواند محدود یا نامحدود باشد درحالی‌که محدوده کاری آن در محور ارتفاع ۳- الی ۱۸۰ درجه است. سرعت آن در محورهای سمت و ارتفاع برابر با ۴۰ و ۲۵ درجه بر ثانیه می‌باشد. [۳] (شکل ۲ ج).

شرکت تی‌سی‌اس^۶ سرومکانیزم‌های این شرکت قادر است با سرعت ۶۰ مایل بر ساعت عملیات خود را اجرا نماید. همچنین سرعت آن در هر یک از درجات آزادی حداقل ۲۵ درجه بر ثانیه می‌باشد، شتاب آن برابر با ۵۵ درجه بر مجذور ثانیه می‌باشد. تغذیه آن ۱۱۵ ولت با فرکانس ۶۰ هرتز یا ۲۲۰ ولت با فرکانس ۵۰ هرتز می‌باشد. [۴] (شکل ۲ د).

سرعت و توان موتور الکتریکی مورد استفاده در پدستال، وابسته به الزامات سیستمی آن می‌باشد. شکل (۳) شماتیکی از مراحل طراحی پدستال را نشان می‌دهد. بر این اساس در بخش اول، سرومکانیزم و الزامات طراحی آن ارائه می‌شود. در بخش دوم، الزامات سیستمی سرومکانیزم مورد بررسی قرار می‌گیرد.

سرومکانیزم به یک زیرسیستم الکترومکانیکی گفته می‌شود که موقعیت و یا سرعت یک سیستم را با دقت و قدرت مناسب کنترل می‌کند. سرومکانیزم با تقویت توان الکتریکی فرمان، امکان جابه‌جایی سیستم را فراهم می‌کند. همچنین با نمونه‌گیری از سنسورهای موجود در سیستم، با استفاده از زیرسیستم کنترل حلقه بسته، موجب کاهش خطای سیستم شده و حرکت سرومکانیزم را تصحیح می‌کند. سیستم جهت‌یاب و مکان‌یاب موقعیت و زاویه هدف به‌صورت پیوسته تشخیص و دنبال می‌شود. در سرومکانیزم ردیاب، ابتدا آنتن به سمت هدف راهنمایی شده سپس به‌صورت اتوماتیک هدف را دنبال می‌کند. به سرومکانیزم‌هایی که به‌عنوان پایه آنتن به‌منظور موقعیت‌یابی استفاده می‌شود، پدستال^۱ گفته می‌شود. در این تحقیق منظور از «سرومکانیزم» همان پدستال می‌باشد که علاوه بر قابلیت حمل تجهیزات مخابراتی و الکترونیکی، قابلیت جستجو با دقت بالا در راستای سمت و ارتفاع را داشته و الزامات سیستم را برآورده می‌کند. در شکل (۱) نمایی از یک سرومکانیزم ارائه شده است. پدستال‌های مختلفی در شرکت‌های معتبر دنیا ساخته شده‌اند، در این بخش نمونه‌هایی از آن‌ها بررسی می‌گردد:

شرکت آنتچ^۲ این شرکت ایتالیایی سرومکانیزم با سه درجه آزادی طراحی و ساخته است. در این سرومکانیزم از سیستم درایو مستقیم^۳ برای کنترل جهت‌یابی استفاده شده است و عملگرهای آن موتورهای الکتریکی DC می‌باشد. سرومکانیزم‌های این شرکت در محیط‌های تا سرعت باد ۱۲۵ km/h قابل استفاده می‌باشد. وزن آن ۵۰ کیلوگرم بوده و از انکودرهای مطلق ۱۳ بیتی برای اندازه‌گیری زاویه بهره می‌برد [۱] (شکل ۲ الف).

شرکت ای‌اس‌سی سیگنال^۴ سرومکانیزم‌های ساخته شده در این شرکت، دارای گستره وسیعی از لحاظ توان است. در سرومکانیزم‌های این شرکت، برای حذف لقی از سیستم Dual-Drive استفاده شده است که از الگوریتم‌های کنترلی به‌منظور حذف لقی استفاده می‌شود.

^۴ASC Signal

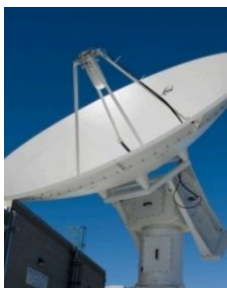
^۵WEIBEL

^۶TCS

^۱Pedestal

^۲Antech

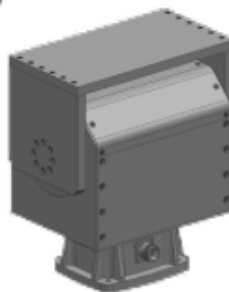
^۳Direct Drive



(د)



(ج)

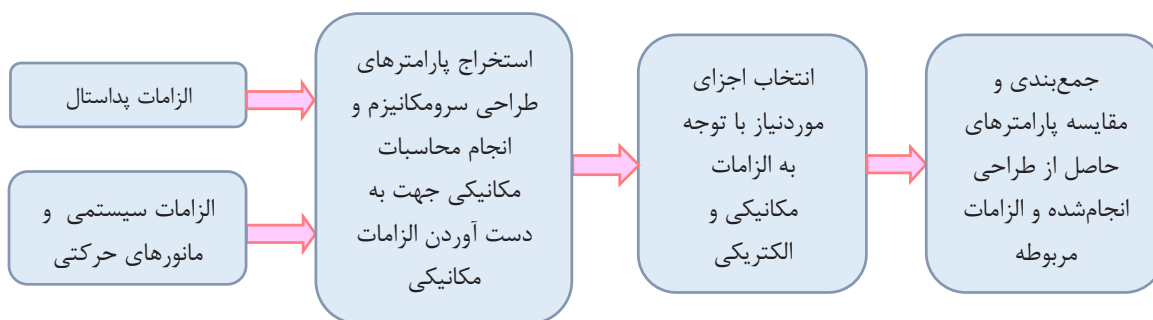


(ب)



(الف)

شکل ۲. الف) پدستال شرکت Antech (ب) پدستال شرکت ASC (ج) پدستال شرکت وی بل (د) پدستال شرکت TCS



شکل ۳. مراحل طراحی سرومکانیزم پدستال

می‌توان اشاره کرد. بدین ترتیب، بخش‌های اصلی طراحی یک پدستال به صورت زیر دسته‌بندی می‌شود:

- زیرسیستم توان الکتریکی: منبع تغذیه اصلی، عملگرها و کابل کشی
- زیرسیستم مکانیک: ساختار اصلی، چرخ‌دنده‌ها، یاتاقان و اتصالات
- زیرسیستم کنترل: مدار کنترل، سنسورها، مانیتورینگ و رابط کاربری گرافیکی

۲-۱- درجات آزادی پدستال

اکثر سرومکانیزم‌ها دو درجه آزادی در راستای سمت^۷ و ارتفاع^۸ دارند. درحالی‌که سرومکانیزم‌های با سه درجه آزادی نیز جهت انجام مانورهای خاص طراحی و ساخته شده است. به عنوان نمونه می‌توان فاصله فیدر را در صورت نیاز با افزایش یک درجه آزادی برای هر فرکانس تنظیم کرد.

۲-۲- مأموریت آنتن

در این بخش وظایف مخابراتی آنتن موضوع بحث نیست، صرفاً تأثیر وظایف آنتن بر عملکرد سرومکانیزم

در بخش سوم پارامترهای لازم برای طراحی موتور الکتریکی سرومکانیزم با استفاده از الزامات پیوست فنی و الزامات سیستمی، محاسبات حرکتی و الزامات مکانیکی حرکت به دست آید. در بخش چهارم به طراحی موتور الکتریکی موردنیاز در پدستال پرداخته می‌شود.

۲- الزامات طراحی پدستال

طراحی و ساخت سرومکانیزم پدستال وجه اشتراک زیادی با سایر سرومکانیزم‌ها دارد. از ویژگی‌های مشترک آنها می‌توان به یکپارچه بودن، دقت بالا، قابلیت اجرای مانورهای گوناگون و ضریب اطمینان بالای آنها اشاره نمود. در سامانه‌های جهت‌یابی و موقعیت‌یابی؛ پدستال، آنتن را در یک موقعیت، جهت و یا یک مسیر مشخص قرار می‌دهد تا آنتن عملیات خود را اجرا نماید. الزامات اولیه عملکرد پدستال شامل حداکثر سرعت، دقت و بازه‌های حرکتی، وزن، ابعاد، سیستم کنترل، باد غیرعملیاتی، دمای بیرونی، دمای درونی و سیستم حفاظت

^۸Elevation

^۷Azimuth

۲-۲-۴- شرایط محیطی

شرایط محیطی به کارگیری آنتن نیز در طراحی پدستال اهمیت دارد. از جمله شرایط محیطی می‌توان به دما، رطوبت، سرعت وزش باد و غیره اشاره نمود. وجود باد موافق و یا مخالف در برابر حرکت پدستال در عملکرد پدستال تأثیر مستقیم دارد. پدستال باید توانایی غلبه بر نیروی باد و اجرای موفق عملیات را داشته باشد. بر این اساس در انتخاب موتور الکتریکی برای غلبه بر سرعت وزش باد دقت لازم صورت پذیرد.

۳- الزامات سیستمی سرومکانیزم

در سامانه‌های جهت‌یابی و موقعیت‌یابی، برای شناسایی اهداف روش‌ها و مانورهای برای پدستال تعریف می‌شود. بدین ترتیب یک سری مشخصات عملکردی، محدودیت‌ها و انتظارات برای اجزای پدستال تعریف می‌گردد. پارامترهای دینامیکی و مانورهای حرکتی سامانه، استخراج می‌شود. از جمله پارامترهای مهم، می‌توان به محدوده‌ی حرکتی هر مانور، حداکثر و حداقل سرعت در هر مانور، شتاب حداکثری، زمان توقف، دقت عملکرد، سرعت تبادل داده و رزولوشن فرمان اشاره کرد [۷]. در ادامه یک روش مورد استفاده در شناسایی اهداف طی چهار مرحله ارائه می‌گردد:

الف) مرحله اول (جستجو اولیه): در این مرحله، هیچ اطلاعات دقیقی از زاویه و موقعیت هدف در دسترس نمی‌باشد و جستجو به صورت کلی در دو راستای سمت و ارتفاع در ناحیه مدنظر صورت می‌پذیرد. الزامات سیستمی این مرحله شامل: ۱) تعیین محدوده زاویه‌ای بزرگ برای جستجو، ۲) بیشینه سرعت سرومکانیزم متناسب با اهداف دریایی ۳) در این مرحله دقت کم می‌باشد. این مرحله بیشینه سرعت و بیشینه شتاب موتور الکتریکی پدستال را تعیین می‌کند.

ب) مرحله دوم (جستجوی دقیق): در این مرحله نشانه‌هایی از وجود هدف در برخی زوایا مشخص شده است. در محدوده‌ی مشخص شده، جستجو با دقت بالاتری انجام می‌پذیرد. همچنین محدوده‌ی جستجو در ناحیه کوچک‌تری می‌باشد. الزامات سیستمی این مرحله شامل: ۱) تعیین محدوده کوچک‌تر برای جستجو ۲) کاهش سرعت چرخش ۳) افزایش دقت جستجو

ج) مرحله سوم (شناسایی هدف): در این مرحله از شناسایی، جهت هدف، توسط یک یا چند سامانه شناسایی

مورد بررسی قرار می‌گیرد. از جمله تأثیرات مأموریت آنتن بر عملکرد پدستال می‌توان به محدوده زاویه حرکت و سرعت چرخش آنتن در دو راستای سمت و ارتفاع و نیز وزن آنتن را شامل می‌گردد. همچنین مأموریت آنتن الزامات عملکردی و فضای کاری سرومکانیزم را نیز تعیین می‌کند و در شیوه طراحی سرومکانیزم تأثیرگذار است [۵].

۲-۲-۱- فضای کاری آنتن

از جمله الزامات عملکردی می‌توان به محدود یا نامحدود بودن میزان دوران محورها اشاره نمود که الزامات ساخت مختلفی را ایجاد می‌نماید. به عنوان نمونه اکثر پدستال‌ها در راستای سمت، محدوده $\pm 180^\circ$ درجه را پشتیبانی می‌کنند. البته ممکن است فراخور نیاز برای محدوده حرکت خاصی تنظیم شده باشند. همچنین در راستای ارتفاع نیز محدودیت حرکت متناسب با مأموریت سامانه تعریف می‌گردد. بدین ترتیب که برای اهداف دریایی محدودیت زاویه حرکت تقریباً بین منفی ۵ درجه تا مثبت ۲۵ درجه در نظر گرفته می‌شود. بدیهی است برای اهداف هوایی محدودیت زاویه حرکت بالاتر خواهد بود.

۲-۲-۲- دقت آنتن

این بخش اصلی‌ترین و نمایان‌ترین ویژگی پدستال آنتن است. طراحی سرومکانیزم باید به گونه‌ای باشد که بتواند آنتن را در موقعیت تعیین شده و با دقت اعلام شده، قرار دهد. یکی از عناصر مهم در دقت سرومکانیزم آنتن، موتور الکتریکی مورد استفاده در سرومکانیزم می‌باشد. همچنین به کارگیری سنسورهای اندازه‌گیری سرعت و موقعیت آنتن نیز حائز اهمیت است. در سامانه‌های جهت‌یابی و موقعیت‌یابی، دقت مناسب و مطلوب برای پدستال در حدود 0.1° است. همچنین سرعت مطلوب برای پدستال برای اهداف زمینی، دریایی و هوایی متفاوت است. بدیهی است برای اهداف دریایی سرعت کم و برای اهداف هوایی سرعت خیلی بالاتری تعریف می‌شود.

۲-۲-۳- ابعاد و وزن آنتن

ابعاد و وزن آنتن نیز رابطه مستقیمی در توان، ابعاد و استحکام سرومکانیزم دارد که باید در طراحی موتور الکتریکی لحاظ گردد. بدین ترتیب که متناسب با مأموریت سامانه، با افزایش فرکانس کاری آنتن، ابعاد و وزن آنتن کاهش می‌یابد [۶].

می‌گردد. الزامات سیستمی این مرحله شامل: (۱) محدوده‌ی حرکت کم (۲) کمتر شدن سرعت چرخش (۳) افزایش دقت نسبت به مرحله قبل

(د) **مرحله چهارم (قفل بر روی هدف):** در این مرحله بر اساس سیگنال‌های دریافتی از هدف، پدستال آن را دنبال می‌کند. بدین ترتیب هر سه سامانه زاویه هدف را شناسایی نموده و با استفاده از اطلاعات جهت‌یابی سامانه‌ها، موقعیت هدف شناسایی می‌گردد. الزامات سیستمی این مرحله شامل: (۱) تعیین محدوده حرکت متناسب با زاویه و سرعت هدف. (۲) به حداقل رسیدن سرعت چرخش پدستال. (۳) حداکثر دقت مورد انتظار سامانه. در این مرحله کمینه سرعت و بیشینه دقت موتور الکتریکی پدستال تعیین می‌گردد.

۴- طراحی موتور الکتریکی

در بخش ۳، الزامات طراحی و سیستمی پدستال بررسی و شرح داده شد. در این بخش با تمرکز بر روی این الزامات، اجزای سرومکانیزم انتخاب می‌شود. همچنین محاسبات لازم برای شتاب‌گیری و غلبه بر اصطکاک سیستم نیز بیان می‌گردد. در انتهای این بخش، گشتاور و توان موردنیاز در دو راستای سمت و ارتفاع به‌منظور انتخاب و طراحی موتور الکتریکی پدستال ارائه می‌گردد.

بر اساس مانورهای حرکتی و الزامات پدستال، پارامترهای تعیین‌کننده در محاسبات موتور الکتریکی سرومکانیزم عبارتند از کمینه و بیشینه سرعت، بیشینه شتاب، حداقل مانور یا همان رزولوشن حرکتی و دقت موقعیت‌یابی. در این بخش تعدادی از پارامترهای الزامات طراحی و سیستمی پدستال مورد تأیید قرار می‌گیرند و برخی دیگر با در نظر گرفتن فرض‌های عملیاتی، مقدار جدیدی برای آنها لحاظ خواهد شد. بدین ترتیب مقادیر بیشینه شتاب، بیشینه و کمینه سرعت، وزن و حجم پدستال، توان و سرعت سروموتور الکتریکی تعیین می‌گردد. بر اساس اطلاعات موجود در بخش ۳ حداکثر سرعت پدستال تعیین می‌گردد و سرعت سروموتور و نسبت تبدیل چرخ‌دنده نیز استخراج می‌گردد.

سرعت سروموتور متناسب با حداکثر سرعت موردنیاز پدستال تعیین می‌گردد. برای افزایش کنترل‌پذیری و بازدهی موتورهای الکتریکی، سرعت آنها نزدیک به نقطه کار انتخاب می‌گردد. در غیر این صورت همان‌طور که در شکل (۴) مشخص است گشتاور و بازدهی موتور الکتریکی کاهش یافته و خرابی سیستم و دمای کاری موتور افزایش می‌یابد.

سروموتورها به دو صورت DC یا AC مورد استفاده قرار می‌گیرد. در سروموتورهای DC، کنترل سرعت عمدتاً به روش PWM انجام می‌گیرد. همچنین کنترل سرعت سروموتورهای AC با استفاده از روش کنترل فرکانس انجام می‌شود. در سرعت‌های پایین پدستال، دقت کنترل سرعت سروموتور وابسته به سرعت نامی آن می‌باشد. در سروموتورهای DC که کنترل سرعت سروموتور به روش PWM انجام می‌شود؛ کاهش زیاد چرخه کاری، موجب عدم تأمین چگالی انرژی موردنیاز جهت حرکت سروموتور می‌گردد. همچنین کاهش زیاد چرخه کاری موجب کاهش دقت سروموتور می‌شود. به‌علاوه کاهش زیاد فرکانس کاری در سروموتورهای AC، دقت عملکرد آنها را کاهش می‌دهد؛ بنابراین انتخاب سرعت نامی مناسب برای سروموتور متناسب با الزامات سیستمی پدستال، از اهمیت بالایی برخوردار است. در حالت ایده‌آل انتخاب سروموتور با سرعت نامی برابر با بیشینه سرعت مورد نیاز سروموتور در پدستال انجام می‌شود.

۴-۱- محاسبات گشتاور

در طراحی گشتاور پدستال، سه عامل تعیین‌کننده است: (۱) گشتاور حرکتی پدستال. (۲) گشتاور مقاوم ناشی از باد. (۳) گشتاور مقاوم اصطکاک. همچنین گشتاور موردنیاز برای ایجاد شتاب در مانورهای حرکتی، وابسته به وزن بخش متحرک در دو راستای سمت و ارتفاع و بیشینه گشتاور موردنیاز می‌باشد. بیشینه سرعت باد منطقه اجرای مأموریت نیز در طراحی گشتاور تعیین‌کننده است. بیشینه باد سرعت منطقه، بر اساس گزارش‌های ثبت‌شده در چند دهه گذشته قابل استخراج است. بیشینه سرعت باد در دقت کنترل سرعت‌های پایین پدستال بیشتر نمایان می‌شود. بررسی دقیق‌تر اثر اغتشاش ناشی از باد، با استفاده از نرم‌افزار شبیه‌سازی CFD انجام می‌شود. همچنین محاسبات دقیق اصطکاک با استفاده از کاتالوگ بلبرینگ‌ها صورت می‌گیرد. قابل ذکر است افزایش طول عمر پدستال با افزایش اصطکاک رابطه مستقیم دارد. در نهایت مجموع سه گشتاور عنوان‌شده، بیشینه گشتاور موردنیاز موتور الکتریکی پدستال را تعیین می‌کند (رابطه (۱)) [۸].

$$M = M_f + M_{Wind} + M_{\alpha} \quad (1)$$

در اینجا، M گشتاور مجموع موردنیاز سامانه، M_f گشتاور ناشی از اصطکاک، M_{Wind} گشتاور ناشی از باد و M_{α} گشتاور تأمین‌کننده شتاب موتور الکتریکی پدستال می‌باشد.

سرعت پدستال در زوایای خاصی کندتر شود؛ چرا که مقداری از انرژی موردنیاز برای شتاب‌گیری سیستم صرف غلبه بر باد می‌شود. با توجه به نمودارهای هواشناسی سرعت و جهت باد در طول سال برای منطقه مشخص است و می‌تواند نگاه مناسبی به طراح بدهد. متوسط داده‌های تجمعی شدت باد در جنوب ایران در جدول (۱) آمده است.

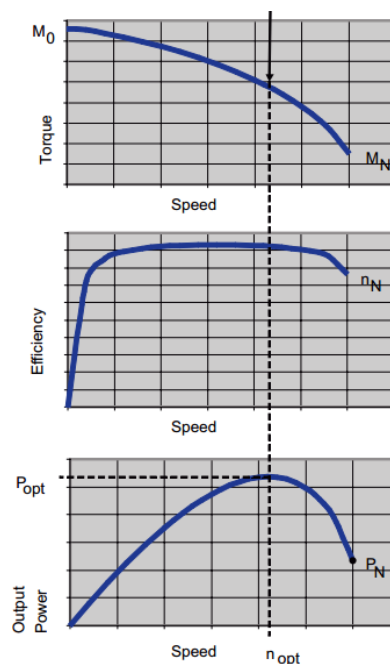
جدول ۱. نسبت تجمعی رخداد سرعت‌های بالای باد در طول سال برای جنوب کشور

سرعت باد (کیلومتر بر ساعت)	احتمال رخداد (تجمعی)
۴۰ <	۱۶
۴۰ >	۳۳
۵۰ >	۲۱
۶۰ >	۱۳
۷۰ >	۸
۸۰ >	۵
۹۰ >	۳
۱۰۰ >	۱
۱۱۰ >	۰

حداکثر در ۱۳ درصد اوقات ممکن است سرعت باد بالاتر از ۶۰ km/h برسد و در ۸ درصد اوقات ممکن است سرعت باد بیشتر از ۷۰ کیلومتر بر ساعت شود. انتخاب این دو بازه برای عملکرد نرمال مجموعه، می‌تواند ضمن تضمین عملکرد مناسب و دقیق، تأمین تجهیزات انتقال قدرت را با احتمال بیشتری امکان‌پذیر نماید.

۳-۴- موتور و درایو

انتخاب موتور الکتریکی مناسب برای پدستال یکی از چالش‌های اصلی در مرحله طراحی است. با توجه به توان موردنیاز پدستال که در بخش‌های قبلی استخراج شد و با اعمال ضریب مناسب و با در نظر گرفتن موتورهای موجود در بازار انتخاب مناسب صورت می‌پذیرد. با توجه به مأموریت پدستال، دقت موتور مورد استفاده در سرومکانیزم پدستال از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. لذا از انواع سروموتورهای AC، DC، موتور پله‌ای^۹ و موتور گشتاوری^{۱۰} در پدستال‌ها



شکل ۴. نمودار گشتاور، بازدهی و توان خروجی موتور بر حسب سرعت

۲-۴- محاسبه توان حرکتی

بیشینه توان موتور الکتریکی در بدترین شرایط باد، بیشترین سرعت و بالاترین شتاب موردنیاز مطابق رابطه (۲) محاسبه می‌گردد [۸].

$$P_m = M \times \omega \quad (۲)$$

در اینجا، P_m بیشینه توان موردنیاز برای موتور الکتریکی و ω سرعت زاویه سروموتور می‌باشد.

بر اساس مطالب ارائه‌شده، بیشینه گشتاور سروموتور M محاسبه می‌گردد. به صورت متداول و بر اساس تجربه سروموتور با در نظر گرفتن گشتاور $2 \times M$ انتخاب می‌گردد. اعمال ضریب ۲ در انتخاب سروموتور برای جبران عوامل مقاوم متفرقه در نظر گرفته می‌شود. برای جلوگیری از آسیب دیدن مجموعه انتقال قدرت، گشتاور قابل تحمل برای آن‌ها نیز با ضریب ۲ در نظر گرفته می‌شود. در نتیجه ضرایب برای انتخاب گیربکس باید حداقل ۲ برابر شود که در پدستال‌های بزرگ عدد قابل توجهی به حساب می‌آید. یکی از راهکارهای غلبه بر گشتاور حداکثر، کاهش سرعت باد عملیاتی برای عملکرد عادی سیستم می‌باشد. اعمال چنین فرضی در طراحی، به معنای غیرعملیاتی شدن سیستم در سرعت‌های بالاتر باد نیست؛ بلکه ممکن است

^۱ Torque Motor 0

^۹ Step Motor

استفاده می‌شود. هر یک از این موتورهای یک سری خصوصیات ویژه دارند که بنا بر نیاز به کارگیری می‌شوند:

سروموتورها یا موتورهای کنترل‌دار، دسته‌ای از موتورهای الکتریکی هستند که در سیستم‌های کنترل حلقه بسته مورد استفاده قرار می‌گیرند. در این موتورها تغییر سرعت سریع می‌باشد. معمولاً این موتورها دارای قطر کم با طول زیاد هستند [۹]. با توجه به تجهیزات جانبی این موتورها نسبت به موتورهای معمولی، قیمت بالاتری دارند. سروموتورها به دو صورت DC و AC موجود هستند.

۴-۳-۱- سروموتور DC

در صنعت اتوماسیون، سروموتورهای اولیه عموماً DC بودند؛ زیرا سال‌های بسیاری کنترل جریان از طریق ترستورها صورت می‌گرفت. سروموتور DC مجموعه‌ای از یک موتور DC، چرخ‌دنده و برد کنترل است که با نمونه‌گیری از موقعیت و یا سرعت خروجی، ورودی را دنبال می‌کند. سروموتورهای DC در انواع موتور DC موازی، تحریک مستقل و آهنربای دائم استفاده می‌شود. بر این اساس سروموتورهای DC به دو صورت سروموتورهای DC جاروبک‌دار (موتور DC موازی و تحریک مستقل) و سروموتورهای DC بدون جاروبک (آهنربای دائم) موجود هستند. در کاربردهای حساس از نوع بدون جاروبک استفاده می‌گردد تا نیاز به سرویس و نگهداری کمتری داشته باشد [۱۰].

۴-۳-۲- سروموتور AC

با پیشرفت تکنولوژی ساخت قطعات نیمه‌هادی قدرت و طراحی و ساخت مبدل‌های فرکانسی و توان بالا، امکان کنترل سرعت موتورهای AC با سهولت بیشتری فراهم گردید. بدین ترتیب استفاده از موتورهای AC در صنعت گسترش چشم‌گیری پیدا نمود. لذا سروموتورهای AC نیز کاربردهای بیشتری در صنعت پیدا کردند. ساختار سیم‌پیچی سروموتورهای AC نسبت به نوع DC مستحکم‌تر است (استفاده از موتورهای القایی قفس سنجابی) و نیاز به سرویس و نگهداری کمتری دارند (به علت عدم وجود جاروبک). همچنین سروموتورهای AC در توان‌های پایین عملکرد بهتری دارند. آرمیچر سروموتورهای AC قابلیت تبادل گرمایی بالاتری دارد. بعلاوه راندمان سروموتورهای AC نسبتاً بالاست (در حدود ۹۰ درصد) [۱۱].

۴-۳-۳- موتور پله‌ای

موتور پله‌ای در کاربردهای کنترل سرعت و موقعیت به صورت حلقه باز مورد استفاده قرار می‌گیرد. این موتور بدون جاروبک و سنکرون است که حرکت آن به صورت پله‌ای و گسسته است. در حالت کلی موتورهای پله‌ای به گونه‌ای طراحی شده‌اند که در هر گام مقداری زاویه (۱/۸، ۲، ۲/۵، ۵، ۱۵، ۳۰) را طی می‌کنند. از آنجایی که موقعیت و سرعت این موتورها با کمک سیستم‌های کنترل پیشرفته رایانه‌ای به دقت قابل کنترل است؛ لذا در بسیاری از کاربردهای مرتبط با کنترل دقیق موقعیت، مانند رباتیک، مورد استفاده قرار می‌گیرند [۱۱].

۴-۳-۴- موتور گشتاوری

این موتور بدون نیاز به چرخ‌دنده واسط، گشتاور موردنیاز را تأمین می‌کند. این کار از افزوده شدن اجزا و پیچیدگی طرح نهایی جلوگیری می‌کند. همچنین دقت بالای موتورهای گشتاوری، هالو شفت بودن و ابعاد کوچک‌تر این موتورها مجموعه کاملی از مزایای موردنیاز برای طراحی مکانیک مجموعه را فراهم می‌کند. به کارگیری موتور گشتاوری و هارمونیک درایو، یک مجموعه سرومکانیزم یکپارچه با بالاترین دقت، حداقل پیچیدگی و قابلیت اطمینان بالا را فراهم می‌کند. استفاده از موتورهای یکپارچه با اجزایی مانند یاتاقان، انکودر، موتور و ... می‌تواند قابلیت اطمینان و ساده‌سازی موتور را افزایش داده و ضمن کاهش ابعاد، کنترل‌پذیری و رؤیت‌پذیری را افزایش دهد [۱۲]. در شکل (۵) موتور گشتاوری ارائه شده است. در مورد نحوه انتخاب درایو مناسب، بدیهی است که متناسب با انتخاب موتور، انتخاب درایور نیز صورت می‌پذیرد.



شکل ۵. موتور گشتاوری شرکت LS Mecapion

۵- نتایج انتخاب و پیاده‌سازی

بر اساس مأموریت سامانه جهت‌یابی و موقعیت‌یابی، همچنین بر اساس مطالب ارائه‌شده در بخش‌های ۳ و ۴ و نیز محاسبات توان و گشتاور (روابط ۱ و ۲) انتخاب موتور الکتریکی صورت پذیرفت. بدین ترتیب برای هر دو راستای سمت و ارتفاع موتور گشتاوری شرکت LS Mecapion با توان ۳۷۷ W انتخاب شد. در شکل (۶) تصویر پدستال و موتور گشتاوری انتخاب‌شده را نشان می‌دهد. در شکل (۶ الف) تصویر موتورهای طراحی صورت گرفته با نرم‌افزار سالیدورک نمایش داده شده است. در تصویر (۶ ب) تصویر پدستال طراحی شده با نرم‌افزار سالیدورک ارائه شده است. همچنین شکل (۶ ج) تصویر موتورهای انتخاب‌شده برای پدستال را نشان می‌دهد. در نهایت در شکل (۶ د) موتورهای نصب‌شده بر روی پدستال نشان داده می‌شود. نتایج تجربی عملکرد مناسب پدستال صحت طراحی موتور گشتاوری انتخاب‌شده را تأیید نمود.

۶- نتیجه‌گیری

در این تحقیق اصول طراحی موتور الکتریکی پدستال ارائه گردید. نخست الزامات طراحی پدستال شامل: زیرسیستم کنترل، زیرسیستم توان الکتریکی و زیرسیستم موتور الکتریکی تشریح گردید. همچنین درجات آزادی پدستال معرفی شدند. به‌علاوه مأموریت آنتن شامل: فضای کاری، دقت، ابعاد و وزن و شرایط محیطی آنتن بیان گردید. در ادامه به الزامات سیستمی پدستال پرداخته شد. در اینجا مدهای کاری جستجوی پدستال بررسی و نحوه مکان‌یابی پستال بیان شد. سپس به بررسی طراحی موتور الکتریکی پرداخته شد. در این بخش محاسبات گشتاور، توان حرکتی، موتور و درایور ارائه گردید.

در این تحقیق موتور گشتاوری به‌عنوان موتور مناسب جهت به‌کارگیری در پدستال معرفی گردید. استفاده از این موتور موجب سادگی سیستم، عدم نیاز به چرخ‌دنده، افزایش دقت جهت‌یابی و مکان‌یابی، کاهش ابعاد پدستال و افزایش قابلیت اطمینان سیستم را فراهم می‌کند.



شکل ۶. تصاویر موتور گشتاوری و پدستال الف) طراحی نقشه موتورهای با سالیدورک. ب) طراحی پدستال با سالیدورک. ج) موتورهای انتخاب شده. د) نصب موتورهای بر روی پدستال

مراجع

- [۸] مبانی ماشین‌های الکتریکی - ج چاپمن - محمود دیانی - انتشارات نص - بهار ۱۳۹۰
- [9]. DC Motors, Speed Controls, Servo Systems, ELECTRO-CRAFT CORPORATION, Science Direct
- [۱۰] الکتریک پهباد - ابوالفضل نصیری، منصور احد نژاد و میثم حاجی - انتشارات دانشگاه هوافضا - ۱۳۹۸
- [۱۱] ماشین‌های الکتریکی مخصوص، محمدرضا فیضی و کامران خفافی - انتشارات دانشگاه تبریز - ۱۳۸۰
- [۱۲] محمدرضا رضوی‌زاده؛ میثم رئیس‌دانایی. "موقعیت‌یابی هدف متحرک دریایی با استفاده همزمان از ماهواره‌های GEO و فیلتر کالمن" دوفصلنامه مهندسی شناورهای تندرو 28-39, 1398, 55, 18, 21, 60, 1401, 60-70.

- [1] <https://m.antech.it>
- [2] <https://www.digisat.org>
- [3] <https://weibelradars.com>
- [4] <https://www.tcs.la>
- [5] Maral, G. Bousquet, M. (2009) Satellite Communications Systems Fifth Edition. West Sussex: A John Wiley and Sons Ltd Publication.
- [۶] فریار شمشیری امیرکلایی؛ رضا حسن‌زاده قاسمی. "کنترل یک ربات زیرسطحی جدید با پایداری و مانور پذیری بالا به‌منظور تعقیب هدف" دوفصلنامه مهندسی شناورهای تندرو 28-39, 1398, 55, 18, 21, 60, 1401, 60-70.
- [7] Pattan, B. (1996) Satellite Systems Principles and Technologies. Springer

بررسی عملکرد یک شناور تک‌بدنه پله‌دار در آب آرام و موج

محمدحسین راستی^۱، سجاد حاجی‌زاده^۲

۱- دانشگاه خلیج فارس، mhrasti313@gmail.com

۲- دانشگاه خلیج فارس، hajizadeh@pgu.ac.ir

چکیده:

از آنجاکه کاهش مقاومت هیدرودینامیکی شناور مزیت‌هایی همچون کاهش مصرف سوخت در سرعت ثابت و یا افزایش سرعت در مصرف سوخت ثابت را به همراه دارد؛ طراحان بسیاری به ارائه طرح‌ها و تغییرات هندسه شناور در جهت کاهش مقاومت هیدرودینامیکی شناورها پرداخته‌اند. برای کاهش مقاومت هیدرودینامیکی نیز بایستی مقاومت ویسکوز و موج‌سازی را کاهش داد. برای همین منظور در مورد مقاومت موج‌سازی شناور می‌توان نشان داد که این جزء مقاومت در عدد فرود طولی‌های بالاتر از ۱/۷۶ قابل چشم‌پوشی است. امروزه برای کاهش مقاومت ویسکوز نیز از ایجاد پله در بدنه استفاده می‌شود. برای این منظور بدنه دوپله سری ساوتهمپتون مدل C-2 انتخاب شده و کارایی آن در آب آرام و موج مورد بررسی قرار گرفت. مقادیر عددی در شرایط آب آرام و موج تطابق مناسبی با نتایج تجربی مراجع پیشین دارد. در این مطالعه شناور در ۵ سرعت و ۲ موج منظم شبیه‌سازی شده است. این بررسی به کمک نرم‌افزار استارسی‌سی‌ام انجام شده است.

واژه‌های کلیدی:

شناور تندرو، شبیه‌سازی عددی، شناور دوپله، شناور پله‌دار، شناور پروازی، معادلات ناویر-استوکس رینولدز میانگین

Investigating The Performance of a Stepped Single-Hull in Calm Water and Waves

Mohammad Hosein Rasti¹, Sajad Hajizadeh²

1- Faculty of Engineering, Persian Gulf University, Bushehr, Iran

2- Persian Gulf University, Bushehr, Iran

Abstract

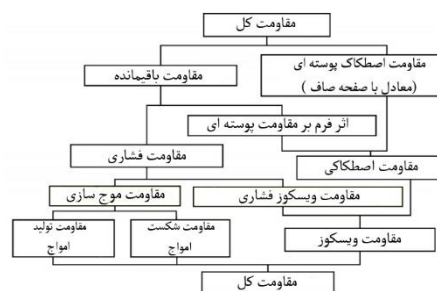
Since reducing the hydrodynamic resistance of the vessel brings advantages such as reducing fuel consumption at a constant speed or increasing the speed at constant fuel consumption, many designers started to provide designs and changes in the geometry of the vessel in order to reduce the hydrodynamic resistance of the vessel. In order to reduce the hydrodynamic resistance, the viscous and wave resistance should also be reduced. For this purpose, it can be shown that this component of resistance is noticeable in longitudinal Froude numbers higher than 1.76. Today, creating steps in the body is also used to reduce viscose resistance. For this purpose, the Southampton series C-2 double-stepped hull was selected and its efficiency was investigated in calm and rough water. Numerical values in calm and rough water conditions are in good agreement with the experimental results of previous references. In this study, the vessel is simulated at 5 speeds and 2 regular waves. This review was done with the help of StarCCM software.

Keywords

High-Speed Boat, Numerical Simulation, Double-Stepped Boat, Stepped Vessel, Planing Hull, Averaged Navier-Stokes Reynolds Equations

پیش از ویلیام فرود به کشتی‌سازی به‌عنوان یک هنر نگریسته می‌شد تا آنجا که آن را جزئی از معماری می‌دانستند [۱]. وی اولین کسی بود که نیروی مقاومت آب در برابر حرکت شناورها را مورد بررسی قرار داد [۲]. او نیروی مقاومت هیدرودینامیکی را به دو بخش مقاومت اصطکاکی و مقاومت باقیمانده تقسیم کرد و عمده مقاومت باقیمانده را ناشی از پدیده موج‌سازی دانست [۳]. این امواج را پس از فرود، کلونین مورد مطالعه قرار داد و به همین دلیل به نام امواج کلونین شناخته می‌شوند. وی نشان داد که هر جسم شناور متحرک دو سیستم از امواج واگرا را در اطراف خود ایجاد می‌کند. سیستم اول، سیستم امواجی است که توسط سینه ایجاد می‌شوند و سیستم دوم امواج تولیدشده از پاشنه شناور می‌باشد.

از آنجا که کاهش مقاومت هیدرودینامیکی شناور مزیت‌هایی همچون کاهش مصرف سوخت در سرعت ثابت و یا افزایش سرعت در مصرف سوخت ثابت را به همراه دارد؛ طراحان بسیاری به ارائه طرح‌ها و تغییرات هندسه شناور در جهت کاهش مقاومت هیدرودینامیکی شناورها پرداخته‌اند [۴]. این طرح‌ها به تدریج و به موازات بهبود تدریجی فناوری پیش‌رانش، بر روی شناورهای معمول که تک بدنه بودند توسعه یافتند و باعث افزایش سرعت خدماتی شناورها شدند [۵]. از همین رو اولین شناورهایی که در زمینه کاهش مقاومت به نتایج چشمگیری دست پیدا کردند شناورهای تک بدنه پروازی بودند. در شکل ۱ اجزای مقاومت هیدرودینامیکی کل و رابطه آن‌ها با یکدیگر نمایش داده شده است.



شکل ۱- اجزای مقاومت هیدرودینامیکی

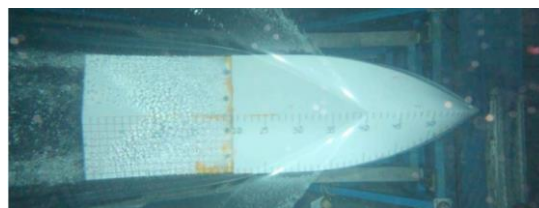
برای کاهش مقاومت هیدرودینامیکی بایستی اجزای تشکیل‌دهنده آن را کاهش داد. برای همین منظور در مورد مقاومت موج‌سازی شناور می‌توان نشان داد که این جزء

مقاومت در عدد فرود طولی‌های بالاتر از ۱/۷۶ قابل چشم‌پوشی است. جزء موج‌سازی مقاومت هیدرودینامیکی شناور در اعداد فرود طولی بالاتر از ۱/۷۶ بیش از ۹۰ درصد کاهش یافته و می‌توان از آن صرف‌نظر کرد. به همین دلیل در شناورهای پروازی از این بخش از مقاومت صرف‌نظر شده و مقاومت هیدرودینامیکی شناور را تابعی از ویسکوزیته می‌دانند. به عبارتی در شناورهای پروازی مجموع مقاومت ویسکوز فشاری و مقاومت اصطکاکی مورد بحث است.

مقاومت ویسکوز شناور تابعی از سرعت و سطح خیس‌شده شناور است. از آنجا که سرعت همواره در حال افزایش است، برای کاهش مقاومت ویسکوز بایستی سطح خیس را کاهش داد. اولین راه‌حل کاهش سطح خیس، در سال ۱۸۷۲ توسط رو راموس در ساسکس انگلستان ارائه شد. وی اولین کسی بود که از ساختار پله عرضی استفاده کرد. از دیگر طرح‌های اجراشده در دهه ۱۹۲۰ می‌توان به طرح جان تورنیکرافت اشاره کرد. وی با طراحی و ساخت بدنه‌ای پله‌دار توانست سرعت شناور خود را تا ۳۵ نات افزایش دهد [۶].

پله درواقع یک بریدگی عرضی بود که بدنه شناور را به دو قسمت جلویی و عقبی تقسیم کرده و قسمت عقبی را کمی به بالا می‌برد. بدین ترتیب پله یک ناپیوستگی عرضی در کف بدنه ایجاد می‌کرد. در ساخت پله نیازی به تغییر خطوط آفست بدنه شناور نبوده و با بالا بردن خطوط آفست، پله ایجاد شده که همین باعث ساخت آسان آن در کارخانه می‌شود [۷].

هدف از ایجاد پله در شناورها جدایش جریان از بدنه و اتصال دوباره آن به شناور است. بدین ترتیب که با افزایش سرعت، جریان از پله جدا شده و هوا از کناره‌ها به محل پله وارد می‌شود. بدین ترتیب یک شکاف هوا در جریان آب ایجاد می‌شود. با جدایش جریان از پله بخشی از بدنه خشک‌شده و سطح خیس شناور کاهش می‌یابد. کاهش سطح خیس باعث کاهش مقاومت ویسکوز گشته و به تبع آن مقاومت کل شناور نیز کاهش می‌یابد. نمونه‌ای از این رخداد در شکل ۲ نشان داده شده است [۸].



شکل ۲- نمونه‌ای از جدایش جریان بدنه پله‌دار پروازی [۸]

کارمن بر پایه تئوری جرم افزوده در مدل‌سازی بارهای وارده بر شناور پروازی انجام داد. وی ابعاد مسئله را از سه بعد کاهش داده و به دو بعد تبدیل کرد. برای این کار که بعدها به تئوری ۲/۵ بعدی نیز مشهور شد مسئله سه‌بعدی را به ورود دوبعدی مقاطع عرضی به آب تقریب زد. [۸]

پس از فان کارمن محققینی همچون فالتینسن، ساتورف و رادراسترم نیز برخورد مقاطع دوبعدی و سه‌بعدی بدنه به آب را بررسی کردند [۱۰-۱۲]. در این میان اما شاخص‌ترین و مؤثرترین پژوهش، تحقیقات واگنر بر روی این موضوع بود. وی کار خود را بر روی شناورهای پروازی و نشست و برخاست هواپیماهای آب‌نشین انجام داد. نتایج وی مطابقت مناسبی با نتایج فان کارمن در محدوده چاین خشک داشت اما تفاوت کار وی با فان کارمن در نظر گرفتن اثر اسپری در جرم افزوده بود. او در این تقریب مقدار جرم افزوده ناشی از اسپری مقادیر را بسیار بزرگ‌تر از مقادیر واقعی در نظر گرفت و همین موضوع باعث ایجاد مسیری اشتباه در زمینه تئوری جرم افزوده گشت. این موضوع در مطالعات پین موردتوجه قرار گرفت و اشکالات آن برطرف شد [۱۳، ۱۴].

پس از واگنر موردتوجه‌ترین تحقیقات مربوط به تحقیقات سویتسکی و مورابیتو در زمینه عملکرد شناورهای پروازی است. سویتسکی با انجام آزمایش‌ها متعدد روابطی نیمه تجربی برای ضرایب نیرو برآ هیدرودینامیکی و مقاومت هیدرودینامیکی استخراج نمود. علاوه بر آن با استفاده از روابط سویتسکی ضرایب هیدرودینامیکی جرم افزوده و دمپینگ شناور را نیز در هر سرعت و هر زاویه‌تریم مشخص به دست آورد؛ البته روابط سویتسکی برای زوایای تریم بین ۲ تا ۱۵ درجه مناسب است [۲۲-۱۵].

از آنجاکه تحقیقات آزمایشگاهی زمان‌بر و پرهزینه‌اند محققان به دنبال یافتن راهی برای محاسبه رفتار شناورهای تندرو در خارج از آزمایشگاه بودند. ابتدا روش‌های تحلیلی و مستقیم موردتوجه واقع شدند. در روش‌های تحلیلی با اعمال فرض‌های ساده‌کننده‌ای همچون سیال ایده‌آل، جریان دوبعدی و خطی سازی شرایط مرزی جریان حول بدنه را تحلیل می‌کنند. در تحلیل دوبعدی دو رویکرد برخورد عرضی و طولی موردبررسی قرار می‌گیرد. برخورد عرضی حل تحلیلی تئوری فان کارمن بوده و در تحلیل طولی شناور را فاقد زاویه خیزکف در نظر می‌گیرند. در این

در بدنه‌های پروازی بدون پله با افزایش سرعت، عمده گرادیان مثبت فشار و برآ شناور در نزدیکی خط سکون و در جلوی مرکز جرم ایجاد می‌شود. این در حالی است که در بخش‌های دیگر کف بدنه که جریان از چاین عبور می‌کند و فشار خط سکون به چاین برخورد می‌نماید گرادیان فشاری منفی ایجاد می‌شود [۹]. به همین دلیل در کف بدنه مناطق کم‌فشاری وجود دارد که چندان در تولید برآ کارا نبوده اما مقاومت اصطکاکی ایجاد می‌کنند. علاوه بر این، به علت وجود این مناطق تریم شناور از حالت بهینه دور شده و کارایی سطح تولیدکننده برآ کاهش می‌یابد. این کاهش کارایی شامل افزایش نسبت L/D و کاهش ضریب منظری می‌شود. تفاوت توزیع فشار در حالت چاین خشک و چاین خیس در شکل ۳ دیده می‌شود.



شکل ۳- شماتیک پروفیل فشار قبل و بعد از رسیدن

جریان به چاین

برای افزایش فشار در کف بدنه و افزایش نسبت L/D دو راهکار وجود دارد: راهکار اول کاهش زاویه خیزکف و راهکار دوم ایجاد پله است. گرچه با کاهش زاویه خیزکف کارایی بدنه در تولید نیروی برآ افزایش می‌یابد اما این تغییر در بدنه ناپایداری‌هایی مانند اسلمینگ را تشدید می‌کند. راهکار دوم با ایجاد پله در مکان صحیح و جدایش جریان از بدنه است و بدین‌ترتیب مقاومت هیدرودینامیکی کاهش‌یافته و تریم شناور نیز به حالت بهینه نزدیک می‌شود. برخورد دوباره جریان به بدنه، منطقه‌ای پرفشار و خط سکون جدیدی ایجاد کرده که نه تنها کاهش برآ را جبران می‌کند بلکه آن را افزایش نیز می‌دهد. اولین تحقیقات راجع به کارایی و عملکرد شناورهای تندرو را فان

همراه دارد. به جای حل دقیق معادلات حاکم بر جریان های آشفته (شبیه سازی عددی مستقیم)، استفاده از مقادیر متوسط یا فیلتر شده و تقریبی ساختارهای نوسانی کوچک هزینه زمانی کمتری دارد. مدل های آشفتگی رویکردهای مختلفی برای مدل سازی این ساختارها ارائه می کنند. مدل های آشفتگی که در نرم افزار -Simcenter STAR-CCM+ پیاده سازی می شوند را می توان به دو دسته تقسیم کرد:

- مدل های آشفتگی ناویر استوکس رینولدز میانگین
 - شبیه سازی های حل مقیاس
- این معادلات اساساً با معادلات اصلی ناویر-ستوکس یکسان هستند؛ با این تفاوت که اکنون یک عبارت اضافی در معادلات تکانه ظاهر می شود:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{v}) + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \otimes \bar{v}) = -\nabla \cdot \bar{p} \mathbf{I} + \nabla \cdot (\bar{\mathbf{T}} + \mathbf{T}_{RANS}) + \mathbf{f}_b \quad 1$$

این عبارت اضافی تانسور تنش است که تعریف زیر را دارد:

$$\mathbf{T}_{RANS} = -\rho \left(\frac{\overline{u'u'}}{\overline{u'u'}} \quad \frac{\overline{u'v'}}{\overline{v'v'}} \quad \frac{\overline{u'w'}}{\overline{w'w'}} \right) + \frac{2}{3} \rho k \mathbf{I} \quad 2$$

که در آن k انرژی جنبشی آشفتگی است. برای به دست آوردن K از مدل K -Epsilon استفاده شده است. این مدل یکی از مدل های آشفتگی متداول است. اگرچه عملکرد مناسبی در گردان های فشار معکوس بزرگ ندارد. مدل K -Epsilon یک مدل دو معادله ای است، به عبارتی شامل دو معادله انتقالی اضافی برای محاسبه خواص آشفتگی جریان است. از این معادلات می توان برای محاسبه تأثیرات جابجایی و پخش در انرژی آشفتگی بهره برد. اولین متغیر انتقالی، انرژی جنبشی آشفتگی یا همان K است و دومین متغیر انتقالی در این مدل، اتلاف آشفتگی یا همان اپسیلون است [۴۰]. مدل K -Epsilon توسعه یافته با ضرایب اصلاح شده پیشنهاد شده برای جریان های ساده، همان نتایج مدل استاندارد را خواهد داد ولی برای جریان های پیچیده ای نظیر بازچرخشی، خطوط جریان منحنی و نیز جریان های چرخشی نتایج بهتر و دقیق تری را نسبت به مدل استاندارد به وجود خواهد آورد. در مواردی که جواب های مدل استاندارد در مقایسه با جواب های حاصل از آزمایش دقت خوبی دارد بهتراست از مدل توسعه یافته استفاده نمود.

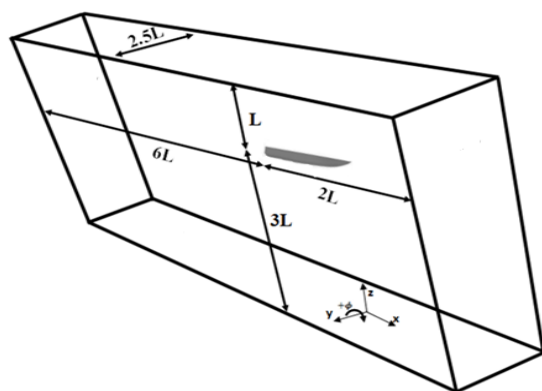
میان می توان به کارهای ژائو و فالتینسن، وروس و سواندر، متیوف و مایلر، ماکاسایف اشاره نمود [۲۳-۲۷].

با گسترش و کارآمد شدن رایانه ها، حل های عددی مبتنی بر محاسبات تکرارشونده نیز مورد توجه قرار گرفتند. در این روش ها معمولاً با تقریب هایی معادلات ناویر-استوکس برای جریانی خاص با شرایط مرزی و شرایط اولیه مشخص به صورت عددی حل می شوند. مجموعه این روش ها را دینامیک سیالات محاسباتی می نامند. روش های محاسباتی به دو زیرگروه عمده دوبعدی و سه بعدی تقسیم می شوند. بخش دوبعدی مشابه با روش های تحلیلی دارای دو شکل عرضی و طولی بوده و اهداف نیز به همان صورت است، تنها تفاوت در روش به دست آوردن جواب و چگونگی اعمال تقریب هاست. چرا که در حل تحلیلی شرایط حل مورد تقریب واقع شده اما در حل عددی معادلات اصلی تقریب زده می شوند. در بخش سه بعدی مسئله برای مدل متشابه شناور و یا برای مدل اصلی شناور در یک حوضچه کشش مجازی حل می شود. از جمله برتری های شبیه سازی عددی نسبت به مدل های تحلیلی تخمین بهتر نیروها و نمایش سطح آزاد جریان سیال است. چنانکه با شبیه سازی دقیق و صحیح می توان تمام رخ دادهایی که برای مدل در حوضچه کشش رخ می دهد را شبیه سازی کرد. با این حال از معایب آن می توان به مدت زمان لازم برای شبیه سازی و تعدد مدل های موجود اشاره کرد چراکه این تعدد بیش از آن که رفع مسئله باشد خود مسئله ای جدید است و با انتخاب غلط مدل یا بازه مورد استفاده از مدل امکان خطا را افزایش می دهد. به همین دلیل در تحقیقاتی که بر پایه دینامیک سیالات محاسباتی انجام گرفت ابتدا روش و مش را با چند بدنه که نتایج آزمایشگاهی آن ها موجود است صحت سنجی می کنند. در این زمینه می توان به کارهای بریتزولارا، فایسون، شنگارت، ویسی و همکاران، لطفی و همکاران و حاجی زاده و همکاران اشاره کرد [۲۷، ۲۸-۳۸]. شکل ۱۴ نمای سطح زیرآبی را از پژوهش لی و همکاران نشان می دهد [۳۹].

۲- معادلات حاکم

بیشتر جریان های مورد مطالعه در مهندسی دارای میدان سرعت نامنظم و نوسانی هستند. اغلب این نوسانات در مقیاس های کوچک و فرکانس های بالایی هستند که حل آنها در زمان و مکان هزینه های محاسباتی زیادی را به

همانند شکل ۵ دامنه محاسباتی در نظر گرفته شده، به صورت مکعب مستطیل است و با توجه به رابطه طول دامنه محاسباتی با افزایش سرعت، زیادتر می شود اما در مطالعه حاضر به دلیل به وجود آوردن شرایط یکسان و یکپارچه سازی روند حل، دامنه محاسباتی برای تمامی سرعت ها و در تمامی شبیه سازی های استفاده شده در این مقاله یکسان در نظر گرفته شده که شکل ابعاد این دامنه محاسباتی را برای تمامی شرایط و سرعت ها نشان می دهد. در این شکل L همان طول شناور است که برابر ۲ متر می باشد.



شکل ۵- شکل دامنه محاسباتی

در این مسئله برای نزدیک کردن شرایط به محیط دریا، صفحات ورودی، کف، بالا و پشت دامنه به صورت جریان ورودی در نظر گرفته شده و صفحه خروجی جریان به صورت فشار خروجی اعمال شده است. با این کار شرایط دریای آزاد برای مدل صدق خواهد کرد. به دلیل تقارن در بدنه شناور، صفحه روبرویی به صورت متقارن در نظر گرفته شده تا فقط نیمی از شناور مدل شود و از حجم محاسبات کاسته شود.

جدول ۱- شرایط دیواره ها در شبیه سازی

نوع	شرایط مرزی	صفحه دامنه
بدون لغزش	دیواره	بدنه شناور
سرعت عمودی	سرعت ورودی جریان	صفحه ورودی
فشار هیدرواستاتیکی	فشار خروجی جریان	صفحه خروجی
سرعت مماسی	سرعت ورودی جریان	صفحه بالا
سرعت مماسی	سرعت ورودی جریان	صفحه پایین
سرعت مماسی	سرعت ورودی جریان	صفحه کناری
تقارن در مرکز	صفحه تقارن	صفحه روبرویی

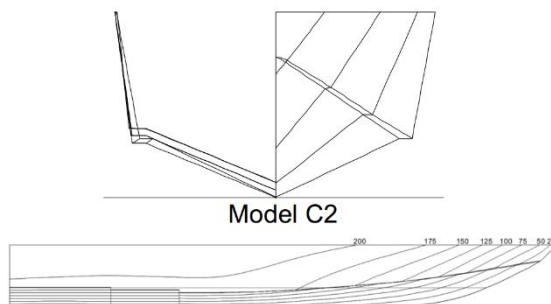
روش حجم سیال توسط هیرت و نیکولز [۴۱] ارائه شده است. این روش برای حل مسائل مرز مشترک دو یا چند سیال مخلوط نشدنی طراحی شده است. در اینجا از روش حجم سیال برای محاسبه سطح مشترک بین آب و هوا استفاده می شود. زمانی که معادلات حجم سیال حل می شود؛ استارسی سی ام فرض انتقال میدان سرعت و فشار را در سیال آب و هوا برای مسئله اعمال می کند. در این مطالعه هیچ تغییر فازی بین سیال ها مجاز نیست بدین معنی که هوا نمی تواند در آب حل و یا سیال آب به هیچ عنوان تبخیر نمی گردد.

موج منظمی که برای این مدل انتخاب شده است موج مرتبه اول است که بر اساس تقریب درجه اول از تئوری امواج استوکس مدل می شود. این تقریب قادر به تولید امواجی است که دارای نوسان سینوسی منظم باشند.

برای شبیه سازی امواج نامنظم از دو نوع طیف موج JONSWAP و Pierson-Moskowitz می توان استفاده کرد که در این شبیه سازی ها، از طیف موج JONSWAP استفاده شده است. در واقع طیف JONSWAP طیف Pierson-Moskowitz را گسترش می دهد تا دریاهای محدود، نظیر خلیج فارس را نیز در بر بگیرد و حالت های دریایی در حال توسعه را توصیف کند.

۳- هندسه و دامنه محاسباتی

بدنه مورد استفاده در این پژوهش مدل C-2 ساوتهمپتون بوده است. همان طور که از نمای کناری خطوط بدنه شناور در شکل مشاهده می شود، مدل C-2 دارای دو پله بوده و این پله ها عمود بر خط مرکزی شناور هستند که این پله ها دارای ارتفاعی به اندازه ۰/۰۱ متر هستند. این مدل بر مبنای مدل C ساخته شده و تمامی ابعاد آن مطابق با ابعاد مدل C می باشد. در شکل ۴ خطوط بدنه مدل C-2 ارائه شده است.



شکل ۴- خطوط بدنه مدل C-2

در جدول ۳ سرعت‌های مورد استفاده در این تحقیق آمده است. همان‌طور که مشاهده می‌گردد اعداد فرود طولی مورد بررسی، در محدوده بالاتر از عدد فرود پروازی است. اعداد فرود حجمی نیز جهت تشخیص تغییرات حجم خیس ارائه شده است.

جدول ۳- مقادیر سرعت، ضریب سرعت، فرود حجمی، فرود طولی و رینولدز جریان در شبیه‌سازی‌های مختلف

شماره	سرعت (m/s)	C_v	Fr_v	Fr_L	Re [$\times 10^6$]
۱	۴/۰۵	۲/۰۷	۲/۴۰	۱/۱۴	۴/۸۱
۲	۵/۱۰	۲/۶۱	۳/۰۱	۱/۵۱	۵/۴۸
۳	۶/۲۵	۳/۱۹	۳/۶۹	۱/۹۳	۶/۱۷
۴	۷/۱۱	۳/۶۳	۴/۲۰	۲/۲۶	۶/۶۶
۵	۸/۱۳	۴/۱۶	۴/۸۱	۲/۶۲	۷/۳۹
۶	۹/۱۸	۴/۶۹	۵/۴۳	۲/۹۹	۸/۱۸
۷	۱۰/۱۳	۵/۱۸	۵/۹۹	۳/۳۴	۸/۷۸
۸	۱۱/۱۳	۵/۶۹	۶/۵۸	۳/۷۷	۹/۱۴
۹	۱۲/۰۵	۶/۱۶	۷/۱۲	۴/۰۳	۱۰/۱۷

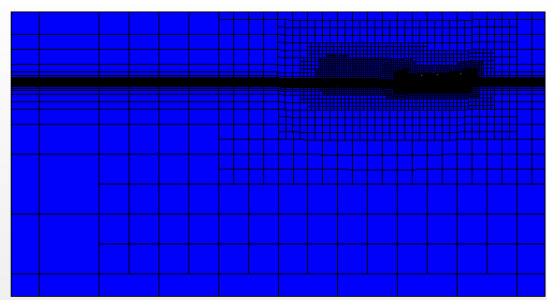
در جدول ۴ و ۵ مشخصات موج‌های مورد استفاده در این مطالعه آمده است.

جدول ۴- مشخصات موج‌های منظم تابانیده شده

ارتفاع موج	فرکانس موج	طول موج	عدد موج	سرعت شناور
۰/۰۵	۱	۱/۵۶	۴/۰۲	۴
۰/۰۵	۱	۱/۵۶	۴/۰۲	۶
۰/۰۵	۱	۱/۵۶	۴/۰۲	۸
۰/۰۵	۱	۱/۵۶	۴/۰۲	۱۰
۰/۱	۰/۶۶	۳/۵۱	۱/۷۸	۴
۰/۱	۰/۶۶	۳/۵۱	۱/۷۸	۶
۰/۱	۰/۶۶	۳/۵۱	۱/۷۸	۸
۰/۱	۰/۶۶	۳/۵۱	۱/۷۸	۱۰

مقدار Y^+ بر روی سطح بدنه شناور دوپله مورد بررسی در محدوده بالای عدد ۳۰ بوده است؛ لذا تابع دیواره از نوع Y^+ بالا بوده است؛ بنابراین تابع دیواره در شبیه‌سازی حاضر به شکل مناسبی اصلاح شده است. این موضوع در شکل ۷ نشان داده شده است.

در این شبیه‌سازی برای ایجاد یک مش سازمان‌یافته و دقیق در اطراف مدل‌ها و در طول دامنه محاسباتی از ترکیب چند نوع شبکه‌بندی مختلف استفاده شده است. اولین شبکه‌بندی که بر روی سطح زده می‌شود مش سطحی است. این نوع مش که یک مش پایه محسوب می‌شود در کل دامنه محاسباتی و در سه جهت برای ایجاد شبکه‌بندی حجمی و بهینه‌سازی آن استفاده می‌شود. برای بهبود دقت حل در سطح دیواره‌ها و بدنه مورد نظر از نوعی شبکه‌بندی دیگر به نام مش منشوری لایه‌ای استفاده گردیده است. از این نوع شبکه‌بندی برای تولید سلول‌های منشوری موازی در اطراف مرز با چند لایه‌ای مختلف استفاده می‌شود. با ترکیب این دو نوع شبکه‌بندی می‌توان یک شبکه سازمان‌یافته را برای شبیه‌سازی ایجاد کرد؛ همچنین در این شبیه‌سازی برای بالا بردن کیفیت مش در سطح آزاد آب، از شبکه‌بندی تریمر استفاده شده است. شکل ۶ شبکه‌بندی مسئله را نشان می‌دهد.

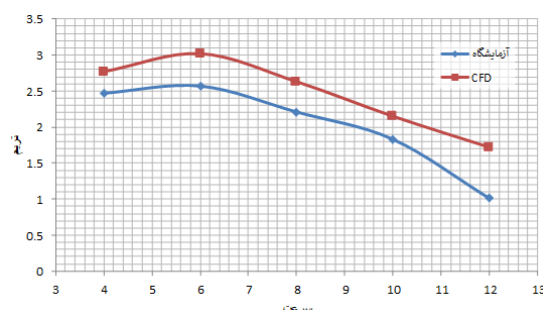


شکل ۶- شبکه‌بندی دامنه محاسباتی

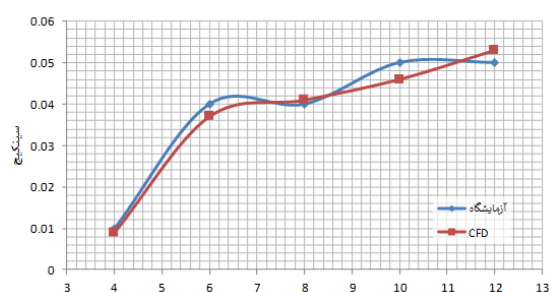
گام زمانی حل در این پژوهش ۰/۰۰۰۵ ثانیه بوده است. تعداد تکرار داخلی در هر گام زمانی برابر با ۱۰ عدد بوده است. در جدول ۲ تنظیمات توربولانس مدل، گام زمانی، نوع حلگر و دینامیک دو درجه آزادی مورد استفاده گردآوری شده است. ضمناً جهت پوشش حل معادلات حرکت، در حین حرکت بدنه از شبکه‌بندی دینامیکی مورفینگ استفاده شده است.

جدول ۲- تنظیمات شبیه‌سازی

Type	Implicit unsteady
Turbulence model	k-ε
Multiphase model	VOF
Time Step (s)	0/0005
DOF	Pitch & Heave
Motion	DFBI Morphing



شکل ۱۰- نمودار تریم دینامیکی بر حسب سرعت شناور
در شکل ۱۱ تغییرات سینکج بر حسب سرعت نشان داده شده و با مقادیر تجربی مقایسه شده است.



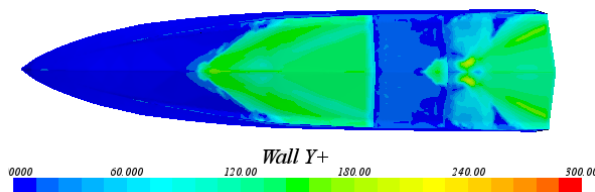
شکل ۱۱- نمودار سینکج بر حسب سرعت شناور

چنانچه مشاهده می شود نتایج از دقت مناسبی برخوردار بوده و اختلاف چندانی با نتایج اصلی ندارد. به دلیل عدم چگالی آب در کار تانتون، تفاوت در چگالی و ویسکوزیته آب نیز تفاوت در مقدار سینکج و به تب آن تفاوت در مقدار تریم را باعث شده است. مقادیر خطا در جدول ۶ آمده است.

جدول ۵- خطای نتایج شبیه سازی در آب آرام

درصد خطا					پارامتر
۱۲	۱۰	۸	۶	۴	سرعت
۷/۵۲	۸/۱۵	۷/۱۶	۷/۱۹	۷/۱۸	مقاومت
۱۹/۴۲	۱۷/۴۸	۱۹	۱۷/۵۱	۱۲/۱۴	تریم
۶	۸	۲/۵	۷/۵	۱۰	سینکج

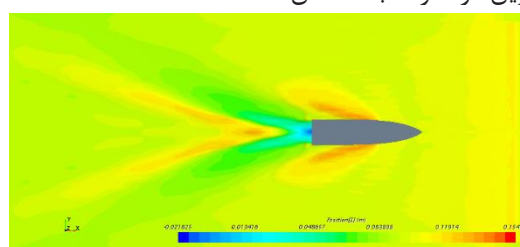
در شکل ۱۱ و ۱۲ نیز نتایج RMS مقاومت و تریم در آب موج آمده است. در شکل ۱۲، در سرعت ۶ متر بر ثانیه به دلیل برخورد جریان بازگشتی به پله افزایش مقاومت را شاهد هستیم. همچنین بیشینه مقاومت در سرعت ۱۰ متر ثانیه رخ داده و با افزایش سرعت و دامنه موج، مقاومت نسبت به حالت آب آرام افزایش یافته است.



شکل ۷- تصویر y^+ بر روی سطح بدنه

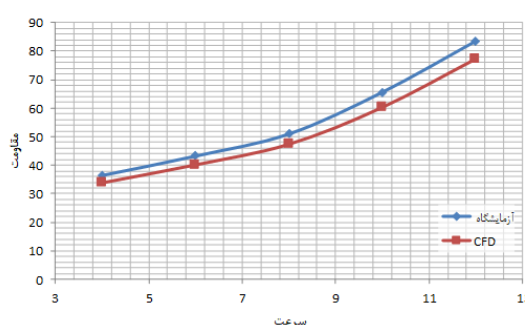
۴- نتایج

شبیه سازی در آب آرام در سرعت های جدول ۱-۳ انجام شده است. نتایج در پارامترهای زاویه تعادل تریم دینامیکی، هیو، مقاومت هیدرودینامیکی شناور انجام شده است. نتایج حاصله در شکل ۸ تا ۱۱ آمده است. در شکل ۸ الگوی موج کلون در اطراف بدنه نشان داده شده است.



شکل ۸- الگوی موج کلون اطراف بدنه

چنانچه در شکل ۹ مشاهده می شود با افزایش سرعت مقاومت هیدرودینامیکی افزایش یافته است. نتایج شبیه سازی نیز با اختلاف کمی نتایج حوضچه کشش را دنبال کرده است. این اختلاف ناشی از خطای تجمعی در مش بالاست.



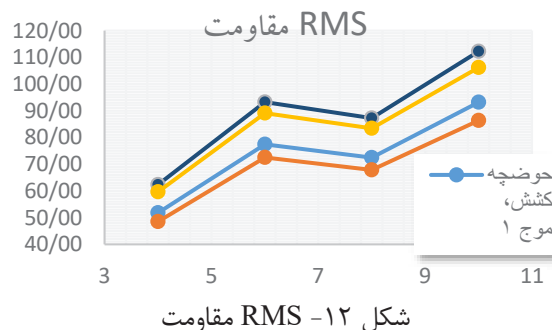
شکل ۹- نمودار مقاومت هیدرودینامیکی بر حسب سرعت شناور

در شکل ۱۰ نمودار تریم ارائه شده است. تریم با افزایش سرعت کاهشی است.

- [4] Schneekluth, Herbert, and Volker Bertram. Ship design for efficiency and economy. Vol. 218. Oxford: Butterworth-Heinemann, 1998.
- [5] Ross, W.J., Bicycle. 1948, Google Patents.
- [6] Bertram, Volker. Practical ship hydrodynamics. Elsevier, 2011.
- [7] Borrass, K., et al. (1993). "Scrape-off layer-based modeling of the density limit in beryllated JET limiter discharges." Nuclear fusion 33(1): 63.
- [8] Garland, W.R. and K.J. Maki, A numerical study of a two-dimensional stepped planing surface. Journal of Ship Production and Design, 2012. 28(2): p. 60-72.

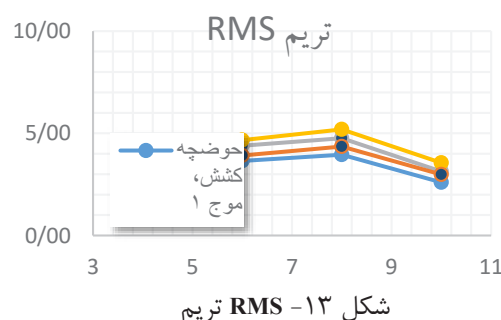
[۹] اسفندیاری، آ.، پیش‌بینی کارایی شناورهای پروازی پله‌دار با استفاده از روش‌های حجم محدود-حجم سیال، ۱۳۹۵، خلیج فارس بوشهر.

- [10] Faltinsen, O., Challenges in Hydrodynamics of Ships and Ocean Structures. Vol. 58. 2007.
- [11] Clement, E.P. and J.D. Pope, Stepless and stepped planing hulls-graphs for performance prediction and design. International Shipbuilding Progress, 1961. 8(84): p. 344-360.
- [12] Clement, E.P., J. Hollingsworth, and R. Scher. The dynaplane design for planing motorboats. In 9th International Conference on Fast Sea Transportation. Shanghai: FAST. 2007.
- [13] Wagner, H., Landing of seaplanes. 1931.
- [14] Savitsky, D., On the subject of high-speed monohulls. Society of Naval Architects and Marine Engineers, Greece, 2003.
- [15] Savitsky, D., Planing craft. Naval Engineers Journal, 1985. 97(2): p. 113-141.
- [16] Savitsky, D. and P.W. Brown, Procedures for hydrodynamic evaluation of planing hulls in smooth and rough water. Marine Technology, 1976. 13(4): p. 381-400.
- [17] Savitsky, D., M.F. DeLorme, and R. Datla, Inclusion of whisker spray drag in performance prediction method for high-speed planing hulls. Marine Technology, 2007. 44(1): p. 35-56.
- [18] Savitsky, D. and J.L. Gore, Re-evaluation of the planing hull form. Journal of Hydronautics, 1980. 14(2): p. 34-47.
- [19] Savitsky, D. and M. Morabito, Surface wave contours associated with the forebody wake of stepped planing hulls. Marine Technology, 2010. 47(1): p. 1-16.
- [20] Savitsky, D. and J.W. Neidinger, Wetted area and center of pressure of planing surfaces at very low speed coefficients. 1954, STEVENS INST OF TECH HOBOKEN NJ.
- [21] Loui, S., S. Yamashita, and M. Parish, Ventilated aft swept flow interrupter hull. 2010, Google Patents.
- [22] De Marco, A., et al., Experimental and numerical hydrodynamic analysis of a stepped planing hull. 2017. 64: p. 135-154.
- [23] Matveev, K. and M.J.P.o.t.I.o.M.E. Miller, Part M: Journal of Engineering for the Maritime



شکل ۱۲- RMS مقاومت

RMS تریم در شکل ۱۳ نشان داده شده است. با افزایش تریم افزایش چندانی نداشته و در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه افت کرده است. همچنین مقدار میانگین مربعات تریم، نسبت به حالت آب آرام میزان بیشتری را به خود اختصاص داده است.



شکل ۱۳- RMS تریم

۵- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

در این کار به بررسی عددی هیدرودینامیک شناور دوپله پروازی پرداخته شد. بررسی در دو حالت کلی آب آرام و موج منظم انجام شد. این مطالعه به روش مش مورفینگ و دو درجه آزادی انجام شده است. همچنین نتایج شبیه‌سازی تطابق مناسبی با نتایج حوضچه کشش داشته است. حداکثر خطا در نیروی مقاومت هیدرودینامیکی ۸/۱۵ درصد بوده که مقدار خطای کمتر از ۱۰ درصد اختلاف را نشان می‌دهد.

مراجع

- [۱] دشتی‌منش، عباس؛ بررسی رفتار هیدرودینامیکی شناورهای پروازی. ۱۳۹۵: دانشگاه امیرکبیر، ج ۱.
- [۲] دشتی‌منش، عباس؛ بررسی رفتار هیدرودینامیکی شناورهای پروازی. ۱۳۹۵: دانشگاه امیرکبیر، ج ۲.
- [۳] مونسان، محمد. جامع مهندسی دریایی. ۱۳۸۸ ایران. دانشگاه مالک اشتر.

and possible implications with static intact stability rules, Transaction RINA, International Journal of Small Craft Technology, 153, b73-b86.

[40] Nomoto K, 1966. Response analysis of manoeuvrability and its application to ships design, 60th Anniversary Series, Society of Naval Architects, 11, 43-51.

[41] Storms BL, Jang CS, 1994, Lift enhancement of an airfoil using a Gurney flap and vortex generators, Journal of Aircraft, 31(3).

Environment, Air cavity with variable length under a model hull. 2011. 225(2): p. 161-169.

[24] Tavakoli, S., et al., Determination of Hydrodynamic Coefficients related to Roll Motion of High-Speed Planing Hulls. 2015.

[25] Brizzolara, S., Watercraft device. 2014, Google Patents.

[26] Brizzolara, S. Hydrodynamic analysis of interceptors with CFD methods. in Proceedings of the 7th International Conference on Fast Sea Transportation, Fast. 2003.

[27] Fine, N.E. and D.C. Kring. Modeling the flow over planing hulls with ventilated or cavitating steps. In Proceedings of the 2013 Grand Challenges on Modeling and Simulation Conference. 2013. Society for Modeling & Simulation International.

[28] Brizzolara, S., et al., Concept design and hydrodynamic optimization of an innovative SWATH USV by CFD methods. 2012. 62(2): p. 227-237.

[29] Molini, A. and S. Brizzolara. Hydrodynamics of interceptors: a fundamental study. in Proceeding of the International Conference on Marine Research and Transportation, ICMRT. 2005.

[30] CATERINO, F.D., et al., A Numerical Way for a Stepped Planing Hull Design and Optimization. 2018.

[31] Perring WG, Glauert H. 1933. The stability on the water of a seaplane in planing condition. R & M 1493.

[32] Klemin A, 1939. An introduction to porpoising. Journal of the Aeronautical Sciences, 6(9), 311-318.

[33] Benson JM, 1942. The porpoising characteristics of a planing surface representing the forebody of a flying-boat hull, National Advisory Committee for Aeronautics; Washington, DC, United States, NACA-WR-L-479.

[34] Benson JM, Kline MM, 1943. The effect of deadrise upon the high angle porpoising characteristics of two planing surface in tandem, NACA AR 3F30

[35] Kenneth SM, Davidson SM, Locke JR, Some systematic model experiments on the porpoising characteristics of flying-boat hulls, NACA ARR No. 3F12.

[36] Sottorf BW, 1942. Systematic model researches on the stability limits of the dvl series of float designs, NACA, technical memorandum 1254.

[37] Katayama T, Fujimoto M, Ikeda Y, 2006, A study on transverse stability loss of planing craft at super high forward speed, In Proceedings of the 9th International Conference on Ships and Ocean Vehicles, Rio Dejnoro, Brazil.

[38] Katayama T, Fujimoto M, 2008, A study on directional instability of high-speed planing hull based on simulation, In Proceedings of the 6th OSAKA colloquium on seakeeping and stability of ships, Osaka, Japan

[39] Ruscelli D, Gualeni P, Vivani M, An overview of planing monohulls transverse dynamic stability

استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون جهت بهبود موقعیت‌یابی با استفاده از ماهواره‌های GEO

محمد رضا وزیری^۱، میثم رئیس دانایی^{۲*}

۱- دانشکده و پژوهشکده برق، جنگ الکترونیک و سایبری، دانشگاه جامع امام حسین (علیه‌السلام)

۲- استادیار دانشکده و پژوهشکده برق، جنگ الکترونیک و سایبری، دانشگاه جامع امام حسین (علیه‌السلام)

چکیده

موقعیت‌یابی ماهواره‌ای در دهه‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. در بحث موقعیت‌یابی مسئله یافتن تخمینی دقیق از موقعیت مکانی منبع سیگنال دریافتی ناشناس مطرح است. مواردی که در موقعیت‌یابی همواره مورد توجه بوده است؛ دقت تخمین و کاهش پیچیدگی محاسبات است. منابع متعدد عدم قطعیت در تخمین نهایی وجود دارد که اثرات آن باید به حداقل برسد؛ از جمله این منابع می‌توان به خطاهای اندازه‌گیری پارامترهای اختلاف زمان رسیدن و اختلاف فرکانس دریافتی سیگنال و همچنین عدم قطعیت موقعیت و سرعت ماهواره‌ها اشاره نمود. در روش‌های معمول که تنها با دو ماهواره اصلی و ثانویه فرایند موقعیت‌یابی انجام می‌شود؛ اگر آفست زمان و فرکانس به دلیل عدم هم‌زمانی دو ماهواره و نوسان‌سازهای داخلی ماهواره‌ها رخ دهد؛ نمی‌توان این امر را انجام داد و نیاز به ایستگاه‌های کالیبراسیون جهت حذف متغیرهای اضافی وجود دارد. در این مطالعه، استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده بررسی می‌شود تا نشان داده شود که عملکرد موقعیت‌یابی حدود ده الی بیست درصد نسبت به حالتی که از ایستگاه‌های کالیبراسیون استفاده نمی‌شود؛ بهبود می‌یابد.

واژه‌های کلیدی

ماهواره‌های GEO، ایستگاه‌های کالیبراسیون، TDOA، FDOA، موقعیت‌یابی

Using Calibration Stations to Improve Localization Obtained with GEO Satellites

Mohammad Reza Vaziri¹, Meysam Raees Danaee^{2,*}

1. Imam Hossein University, Tehran, Iran

2. Assistant professor, Department. Department of Electrical and Computer Engineering, Imam Hossein University, Tehran, Iran

Abstract

Geolocalization has received much attention in recent decades. In the discussion of positioning, the problem of finding an accurate estimate of the location of the source of the unknown received signal is raised. Things that have always been of interest in positioning are the accuracy of estimation and the reduction of the complexity of calculations. There are many sources of uncertainty in the estimate, the effects of which should be minimized. Among these sources, we can refer to the measurement errors of the parameters of the arrival time difference and the signal received frequency difference, as well as the uncertainty of the position and speed of the satellites. In the usual methods where the positioning process is done with only two main and secondary satellites, if the time and frequency offset occurs due to the lack of synchronization between the two satellites and the internal oscillators of the satellites, it does not occur. This can be done and calibration stations are needed to remove additional variables. In this study, we investigate the use of calibration stations in known positions to show that the positioning performance improves by about ten to twenty percent compared to the case where no calibration stations are used.

Keywords

Geo Satellites, Calibration Stations, TDOA, FDOA, Geolocation.

* Corresponding author: mraeesdanaee@ihu.ac.ir

۱- مقدمه

مسئله یافتن مشخصات سینماتیکی (موقعیت و سرعت) اهداف تشعشع‌کننده یا منعکس‌کننده توسط مجموعه‌ای از گیرنده‌های توزیع‌شده در محیط طی چند دهه اخیر در کاربردهایی از جمله رادار، سونار، شبکه‌های حسگری بی‌سیم و مخابرات مطرح شده‌اند. این مسائل تحت عنوان موقعیت‌یابی در ادبیات شناخته می‌شوند [۱]. سیستم موقعیت‌یاب به‌طور کلی شامل تعدادی از گیرنده‌های مجزا از هم در موقعیت‌های از پیش تعیین شده است که سیگنال ساطع‌شده یا بازتاب‌شده از شیء را دریافت می‌کنند. با توجه به پوشش وسیع آنها، موقعیت‌یابی یک شیء نزدیک به زمین توسط ماهواره‌ها در سال‌های اخیر بسیار مورد توجه قرار گرفته است. از جمله سیستم‌های موقعیت‌یاب فعلی که در حال حاضر عملیاتی هستند می‌توان به ^۱GPS، ^۲GLONASS و GEOSTAR اشاره کرد. هر کدام از سیستم‌های مذکور دارای پوشش و دقت متفاوتی می‌باشند [۲]. این سیستم‌ها در اصل برای عملیات‌های جستجو، پشتیبانی و نظامی توسعه یافته‌اند. باین‌حال، برخی از آنها مانند GPS برای کاربردهای غیرنظامی در دسترس هستند. موقعیت‌یابی فرستنده به شناسایی موقعیت مکانی یک منبع روی زمین با استفاده از اندازه‌گیری‌های سیگنال مانند توان سیگنال دریافتی^۳، زاویه ورود سیگنال^۴، زمان رسیدن^۵ و اختلاف زمان رسیدن^۶ و اختلاف فرکانس رسیدن^۷ اشاره دارد [۳]. زمانی که منبع ساکن است موقعیت آن را می‌توان با استفاده از یک سیستم موقعیت‌یاب که با دو ماهواره به‌طور نسبی نسبت به یکدیگر در حال حرکت هستند، تعیین کرد. ابتدا TDOA و FDOA سیگنال منبع دریافت شده در دو ماهواره تخمین زده شده و مورد استفاده قرار می‌گیرند؛ سپس با حل مجموعه‌ای از معادلات غیرخطی مربوط به

اندازه‌گیری‌ها و مجهول مسئله که موقعیت فرستنده مورد نظر می‌باشد؛ تخمین موقعیت منبع به دست می‌آید [۴].

۲- مرور کارهای انجام‌شده

در مرجع [۵] برای استنتاج موقعیت ایستگاه‌های تداخل زمینی با استفاده از ماهواره‌های موجود با حداقل اختلال در عملیات با اندازه‌گیری اختلاف تأخیر زمانی سیگنالی که فرستنده تداخلگر از روی زمین با دو ماهواره مجاور مورد نظر مخابره می‌کند؛ بحث شده است. روش‌های تعیین موقعیت عبارت‌اند از: تشخیص مبتنی بر هواپیما سیگنال‌های تداخلی یا تشخیص از فضاپیماهای ارتفاع پایین. هر دوی آنها این مشکل را دارند که زمان پاسخ نسبتاً طولانی و هزینه بسیار زیادی را طلب کنند. استفاده از آنتن‌های تطبیقی در فضاپیماها برای یافتن منبع سیگنال‌های ناخواسته یا به حداقل رساندن اثرات چنین سیگنال‌هایی امکان‌پذیر است؛ اما نیازمند هزینه اضافی برای ساخت و راه‌اندازی فضاپیماها است؛ بنابراین، روشن می‌شود که تکنیک‌های جایگزین ترجیح داده می‌شوند. یک روش جایگزین استفاده از تکنیک TDOA است که در آن زمان دریافت سیگنال از طریق یک ماهواره خاص با زمان دریافت از طریق یک ماهواره مجاور مقایسه می‌شود. تفاوت در زمان رسیدن به دو مسیر مختلف مکان فرستنده ناشناس را به یک منحنی مکانی روی سطح زمین می‌رساند. رسیدن به چنین سیستمی به دو گیرنده نیاز دارد که قادر به تخمین دقیق تأخیر بین دو مسیر باشد. توان سیگنال دریافتی در مسیر ماهواره مجاور به‌طور معمول ۳۰ تا ۴۰ دسی‌بل پایین‌تر از ماهواره اصلی است. تجهیزات حساسیت بالا برای ارتباط با ماهواره مجاور مورد نیاز است. این امر همچنین مستلزم آن است که فرستنده مربوطه بر روی ماهواره مجاور فقط به‌طور سطحی اشغال شود تا با سیگنال نسبتاً ضعیف منبع مورد نظر تداخل نکند. چنین سیستم موقعیت‌یاب TDOA، بدون نیاز به اختلال در ارتباطات عادی از طریق فضاپیما و یا جستجوی هرگونه سخت‌افزار فضایی اضافی، وعده یافتن منبع سیگنال‌ها را دارد.

در مرجع [۶]، مطالعه‌ای با هدف شناسایی مناسب‌ترین روش برای موقعیت‌یابی منابع تداخل ماهواره انجام شد. مطالعه نظری اهمیت بسیار زیاد سیستم

¹ Global Positioning System

² Global navigation satellite system

³ Received Signal Strength

⁴ Angle of Arrival

⁵ Time of arrival

⁶ Time Difference of Arrival

⁷ Frequency Difference of Arrival

دقیق مشخص نیستند. برای شناسایی موقعیت منبع و کاهش اثر خطاهای موقعیت ماهواره‌ای، ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده استفاده می‌شوند.

۳- طرح مسئله

یکی از مسائلی که در نبردهای اطلاعاتی حائز اهمیت فراوان است مسئله اشراف اطلاعاتی است؛ بدین معنی که اطلاعات کامل و با جزئیات دقیق از آنچه در صحنه نبرد وجود دارد در دسترس باشد. مبحث موقعیت‌یابی یکی از این جزئیات است و دارای کاربردهای فراوان است. امروزه یافتن مکان دقیق اشیاء با استفاده از امواج الکترومغناطیس در بسیاری از پژوهش‌های علمی یافت می‌شود. یکی از این موارد که البته کمتر به آن پرداخته شده است استفاده از لینک‌های ارتباطی ماهواره‌های مدار GEO است. در پژوهش حاضر تمرکز بر روی یافتن مکان هدف ساکن دریایی با استفاده هم‌زمان از ماهواره‌های GEO و ایستگاه‌های کالیبراسیون است.

در این مطالعه فرض ما بر این است که داده‌های موقعیت ماهواره‌ها به‌صورت دقیق در دسترس نیستند و ما تنها به مشاهدات نویزی آنها دسترسی داریم. همچنین با در نظر گرفتن عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌ها و عدم یکسان بودن سیلاتورهای آنان، آفست‌های DC زمانی و فرکانسی نیز به معادلات اصلی ما اضافه می‌شوند. از آنجاکه این آفست‌ها متغیرهای اضافی هستند؛ پس لازم است که در ابتدا به نحوی اثر این متغیرها را از معادلات موردنظر پاک کنیم. سپس با داشتن تنها مشاهدات نویزی و خالی از آفست، تخمین قابل‌قبولی از پارامتر اصلی مسئله به دست بیاوریم.

همچنین موقعیت‌های ماهواره‌ای به‌طور دقیق مشخص نیستند. برای شناسایی موقعیت فرستنده هدف و کاهش اثر خطاهای موقعیت ماهواره‌ای، ایستگاه‌های کالیبراسیون در موقعیت‌های شناخته‌شده استفاده می‌شوند. در نتیجه تعداد معادلات ما بیشتر شده و به کمک آنها می‌توان منابع خطای در نظر گرفته شده در روند کار از جمله نویز موقعیت ماهواره‌ها و آفست‌های DC زمانی و فرکانسی تخمین زده و اثر آنها را در روابط خود کم کنیم.

موقعیت‌یاب را در استفاده از سیگنال‌های مرجع در هر دو ماهواره نشان داد. مقایسه اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA انجام‌شده بر روی تداخل بدون استفاده از سیگنال‌های مرجع با آنهایی که با سیگنال مرجع شناخته‌شده انجام شده‌اند؛ امکان اندازه‌گیری دقیق‌تر TDOA و FDOA را فراهم کرده و نوید کاهش خطای موقعیت‌یابی ناشی از تعدادی از منابع خطا را می‌دهد و یا آنها را حذف می‌کند.

در مرجع [۷]، چالش تکنیک موقعیت‌یابی دقت اندازه‌گیری‌های اختلاف زمانی و فرکانس سیگنال‌ها معرفی شده است؛ به‌عنوان نمونه توان سیگنال تداخل دریافتی از ماهواره مجاور می‌تواند به‌اندازه ۴۰ دسی‌بل کمتر از توان دریافتی از ماهواره اصلی باشد؛ بدین منظور، از تابع ابهام متقابل^۱ برای مرتبط کردن دو سیگنال استفاده می‌کند که به‌صورت دیجیتالی توسط سیستم موقعیت‌یاب نمونه‌گیری می‌شوند. منابع متعدد عدم‌قطعیت در نتیجه نهایی وجود دارد که اثرات آن باید به حداقل برسد. خطاها در اندازه‌گیری زمان و فرکانس صحیح با استفاده از سیگنال مرجع که از همان ماهواره‌ها عبور می‌کند و تجهیزات ایستگاه زمینی دریافت می‌کند کاهش می‌یابد یا حذف می‌شود. سهم عمده دیگر در عدم‌قطعیت می‌تواند دقت داده‌های دقیق ماهواره‌ای باشد که برای تخمین موقعیت و سرعت ماهواره‌ها در زمان اندازه‌گیری استفاده می‌شود. در مرجع [۸] بحث از یک سیستم موقعیت‌یابی دو ماهواره‌ای است که محل منبع ساکن را با استفاده از اندازه‌گیری‌های DTÖ و DFÖ تخمین می‌زند. صحت و دقت این سیستم به‌دقت تخمین پارامترها و داده‌های دقیق موقعیت و سرعت دو ماهواره بستگی دارد. در مرجع [۴] موقعیت‌یابی یک منبع ایستا بر روی زمین را با استفاده از اختلاف زمانی رسیدن (TDOA) و اختلاف فرکانسی رسیدن (FDOA) اندازه‌گیری‌شده توسط یک سیستم موقعیت‌یاب دو ماهواره‌ای بررسی می‌کند. TDOA و FDOA از منبع در معرض تغییرات زمان و فرکانس نامعلوم قرار دارند؛ زیرا این دو ماهواره به‌طور ناقص از نظر زمان هماهنگ شده و یا با فرکانس قفل شده‌اند. مکانهای ماهواره‌ای به‌طور

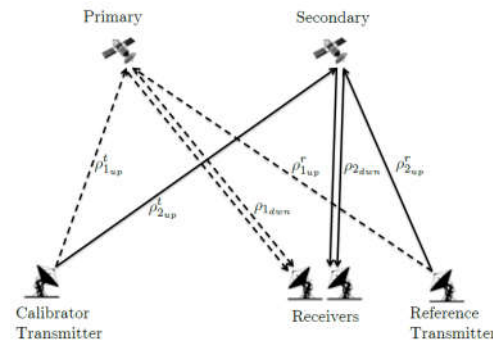
¹ Cross Ambiguity Function

² Difference Time Offset

³ Difference Frequency Offset

۳-۱- مدل سازی و تعریف مسئله

در شکل زیر پیکربندی کلی مسئله موردنظر ما نشان داده شده است که شامل دو ماهواره در همسایگی یکدیگر در مدار GEO، یک فرستنده زمینی ثابت با موقعیت نامشخص، دو ایستگاه گیرنده زمینی ثابت با موقعیت معین و سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی ثابت با موقعیت معین می باشد.



شکل (۱): پیکربندی موقعیت فرستنده ماهواره‌ای [۸]

همان طور که در شکل (۱) مشخص است فرستنده مطلوب ما ابتدا به ماهواره اصلی سیگنال ساطع کرده و بازنشر این سیگنال از طریق ماهواره اصلی به گیرنده زمینی اول ارسال می شود. همچنین سیگنال ناشی از پرتو جانبی

آنتن فرستنده به ماهواره ثانویه ساطع شده و بازنشر آن از طریق ماهواره ثانویه به گیرنده زمینی دوم می رسد. همچنین جهت حذف یا کاهش منابع خطای موجود در مسئله، از سه ایستگاه کالیبراسیون ثابت زمینی جهت بهبود دقت اندازه گیری بهره می گیریم. هرچه تعداد ایستگاه های کالیبراسیون بیشتر باشد مسلماً دقت بیشتری خواهیم داشت.

۳-۲- اصول اندازه گیری و هندسه موقعیت یابی

روابط ریاضی DTO مربوط به فرستنده و ماهواره‌ها در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند به صورت زیر است:

$$DTO_{tx-rx} = \frac{1}{c} [(\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|)] \quad (۱)$$

که در آن بردارهای $\vec{r}_1$, $\vec{r}_2$, $\vec{r}_{tx}$, $\vec{r}_{rx1}$ و $\vec{r}_{rx2}$ به صورت زیر تعریف می گردند:

بردار موقعیت ماهواره اولیه $\vec{r}_1$

بردار موقعیت ماهواره ثانویه $\vec{r}_2$

بردار موقعیت فرستنده هدف (مجهول) $\vec{r}_{tx}$

بردار موقعیت گیرنده زمینی ۱ $\vec{r}_{rx1}$

بردار موقعیت گیرنده زمینی ۲ $\vec{r}_{rx2}$

روابط ریاضی DFO مربوط به فرستنده و ماهواره‌ها در

حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند به صورت زیر است:

$$DFO_{tx-rx} = \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|} \right] \quad (۲)$$

که در آن f_{tx}^* فرکانس سیگنال حامل، f_{tr1} فرکانس لینک پایین رونده ماهواره اولیه و f_{tr2} فرکانس لینک پایین رونده ماهواره ثانویه می باشد. همچنین بردارهای $\vec{V}_1$ و $\vec{V}_2$ به ترتیب بردار سرعت ماهواره های ۱ و ۲ هستند.

۳-۳- منابع خطای موجود در مسئله

به طور کلی در مسئله موردنظر ما منابع اصلی خطا به سه دسته تقسیم می شوند:

- (الف) عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره‌ها
- (ب) نویز حرارتی AWGN در گیرنده‌ها که به علت حرکت الکترون‌ها در دستگاه های گیرنده است و با اندازه گیری های DTO و DFO جمع می گردد.
- (ج) آفست زمانی τ که به دلیل عدم هم زمان بودن ماهواره‌ها با یکدیگر و آفست فرکانسی σ که به دلیل عدم یکسان بودن اسیلاتورهای دو ماهواره به وجود می آیند.

۳-۴- تأثیر خطای سه گانه بر دقت موقعیت یابی

از آنجاکه داده های موقعیت ماهواره‌ها (یعنی $\vec{r}_1$, $\vec{r}_2$) به طور دقیق در دسترس نیستند و مقادیر در دسترس و مشاهده شده که با $\vec{r}_1^m$ و $\vec{r}_2^m$ نشان می دهیم دارای عدم قطعیت هستند؛ لذا باید اثر این عدم قطعیت را در محاسبات خود لحاظ کنیم.

عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره ۱: $\Delta \vec{r}_1$

¹ Additive White Gaussian Noise²

روابط ریاضی مربوط به DTO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند:

$$DTO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [(\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{cn}\| + \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{cn}\| + \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|)] \quad (5)$$

که در آن بردار $\vec{r}_{cn}$ بردار موقعیت مربوط به هرکدام از ایستگاه‌های کالیبراسیون می‌باشد. لازم به ذکر می‌باشد که در این مطالعه سه ایستگاه کالیبراسیون در نظر گرفته شده است؛ بنابراین $n = 1, 2, 3$ می‌باشد. روابط ریاضی مربوط به DFO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود ندارند:

$$DFO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{cn})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{cn}\|} + (f_{tx}^* - f_{trl1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1 - \vec{r}_{rx1}\|}] + \frac{1}{c} [-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{cn})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{cn}\|} - (f_{tx}^* - f_{trl2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2 - \vec{r}_{rx2}\|}] \quad (6)$$

روابط ریاضی مربوط به DTO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود دارند:

$$DTO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [(\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{cn}\| + \|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{cn}\| + \|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1}\|)] + \tau + \Delta DTO \quad (7)$$

روابط ریاضی مربوط به DFO ایستگاه‌های کالیبراسیون در حالتی که نویز و منابع ابهامی وجود دارند:

$$DFO_{cn-rx} = \frac{1}{c} [f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{cn})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{cn}\|} + (f_{tx}^* - f_{trl1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1}\|}] + \frac{1}{c} [-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{cn})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{cn}\|} - (f_{tx}^* - f_{trl2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2}\|}] + \sigma + \Delta DFO \quad (8)$$

۴- روش پیشنهادی

هدف این است که معادله DTO_{cn-rx} تنها برحسب متغیرهای معلوم مسئله باشد اما متغیرهای اضافه و البته نامعلوم $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ در روابط دیده می‌شوند. پس روابط (۷) را برحسب $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ خطی سازی می‌کنیم یعنی

موقعیت در دسترس از ماهواره اولیه: $\vec{r}_1^m$
عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره ۲: $\vec{\Delta r}_2$

موقعیت در دسترس از ماهواره ثانویه: $\vec{r}_2^m$
به عبارت دیگر فرض می‌گردد که:

$$\vec{r}_1 = \vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1$$

$$\vec{r}_2 = \vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2$$

در نتیجه رابطه DTO_{tx-rx} در عمل و با فرض لحاظ نمودن منابع خطای سه گانه ذکر شده به صورت زیر خواهد بود:

$$DTO_{tx-rx} = \frac{1}{c} [(\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{tx}\| + \|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{tx}\| + \|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1}\|)] + \tau + \Delta DTO \quad (3)$$

به نحوی که τ مقدار DC و غیر تصادفی آفست زمانی است که به علت عدم هم زمان بودن ماهواره‌های اصلی و ثانویه می‌باشد. ΔDTO نیز نویز سفید گاوسی با میانگین صفر و واریانس از قبل معلوم σ^2 می‌باشد.

به همین صورت برای روابط ریاضی DFO_{tx-rx} در عمل و با فرض لحاظ نمودن منابع خطای سه گانه ذکر شده به صورت زیر خواهد بود:

$$DFO_{tx-rx} = \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{tx})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{trl1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{((\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1})}{\|(\vec{r}_1^m + \vec{\Delta r}_1) - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{tx})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{trl2}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{((\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2})}{\|(\vec{r}_2^m + \vec{\Delta r}_2) - \vec{r}_{rx2}\|} \right] + \sigma + \Delta DFO$$

(۴)

۵-۳ روابط ریاضی مربوط به ایستگاه‌های کالیبراسیون و ماهواره‌ها

هدف این است که معادله DFO_{tx-rx} تنها برحسب متغیر مجهول و نامعلوم $\vec{r}_{tx}$ باشد اما متغیرهای اضافه و البته نامعلوم $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ در رابطه دیده می‌شوند. پس رابطه (۴) را بر حسب $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ خطی سازی می‌کنیم یعنی DFO را برحسب بسط سری تیلور مرتبه ۱ حول $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ می‌نویسیم:

$$DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) = \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{trl1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{trl1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right] \quad (11)$$

$$DFO_{tx-rx} \cong DFO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_1} \bigg|_{\vec{r}_1=\vec{r}_1^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_1) + \left(\frac{\partial DFO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} \bigg|_{\vec{r}_2=\vec{r}_2^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_2) + \sigma + \Delta DFO$$

DTO_{cn-rx} را برحسب بسط سری تیلور مرتبه ۱ حول $\vec{\Delta r}_1$ و $\vec{\Delta r}_2$ می‌نویسیم:

$$DTO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) = \frac{1}{c} [(\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|) - (\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\| + \|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|)] \quad (9)$$

$$DTO_{tx-rx} \cong DTO_{tx-rx}(\vec{r}_1^m, \vec{r}_2^m) + \left(\frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_1} \bigg|_{\vec{r}_1=\vec{r}_1^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_1) + \left(\frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} \bigg|_{\vec{r}_2=\vec{r}_2^m} \right)^T \cdot (\Delta \vec{r}_2) + \tau + \Delta DTO$$

که مشتقات جزئی به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} = \begin{bmatrix} \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_x} \\ \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_y} \\ \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_z} \end{bmatrix} = \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx2}\|} \quad (10)$$

$$\frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial \vec{r}_2} = \begin{bmatrix} \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_x} \\ \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_y} \\ \frac{\partial DTO_{tx-rx}}{\partial SS_z} \end{bmatrix} = \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} + \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|}$$

که مشتقات جزئی به صورت زیر تعریف می‌شوند:

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_1)^T \cdot (\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} \right)}{\partial \vec{r}_1} = \begin{bmatrix} \frac{V_{1,x}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} \\ \frac{V_{1,y}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} \\ \frac{V_{1,z}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} \end{bmatrix} - \frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{1,x}(PS_x - TX_x) + V_{1,y}(PS_y - TX_y) + V_{1,z}(PS_z - TX_z)] \cdot (PS_x - TX_x) \\ [V_{1,x}(PS_x - TX_x) + V_{1,y}(PS_y - TX_y) + V_{1,z}(PS_z - TX_z)] \cdot (PS_y - TX_y) \\ [V_{1,x}(PS_x - TX_x) + V_{1,y}(PS_y - TX_y) + V_{1,z}(PS_z - TX_z)] \cdot (PS_z - TX_z) \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_2)^T \cdot (\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} \right)}{\partial \vec{r}_2} = \begin{bmatrix} \frac{V_{2,x}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} \\ \frac{V_{2,y}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} \\ \frac{V_{2,z}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} \end{bmatrix} - \frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{2,x}(SS_x - TX_x) + V_{2,y}(SS_y - TX_y) + V_{2,z}(SS_z - TX_z)] \cdot (SS_x - TX_x) \\ [V_{2,x}(SS_x - TX_x) + V_{2,y}(SS_y - TX_y) + V_{2,z}(SS_z - TX_z)] \cdot (SS_y - TX_y) \\ [V_{2,x}(SS_x - TX_x) + V_{2,y}(SS_y - TX_y) + V_{2,z}(SS_z - TX_z)] \cdot (SS_z - TX_z) \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_1)^T \cdot (\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right)}{\partial \vec{r}_1} = \begin{bmatrix} \frac{V_{1,x}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \\ \frac{V_{1,y}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \\ \frac{V_{1,z}}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \end{bmatrix} - \frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{1,x}(PS_x - RX_{1x}) + V_{1,y}(PS_y - RX_{1y}) + V_{1,z}(PS_z - RX_{1z})] \cdot (PS_x - RX_{1x}) \\ [V_{1,x}(PS_x - RX_{1x}) + V_{1,y}(PS_y - RX_{1y}) + V_{1,z}(PS_z - RX_{1z})] \cdot (PS_y - RX_{1y}) \\ [V_{1,x}(PS_x - RX_{1x}) + V_{1,y}(PS_y - RX_{1y}) + V_{1,z}(PS_z - RX_{1z})] \cdot (PS_z - RX_{1z}) \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\frac{\partial \left(\frac{(\vec{V}_2)^T \cdot (\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right)}{\partial \vec{r}_2} = \begin{bmatrix} \frac{V_{2,x}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \\ \frac{V_{2,y}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \\ \frac{V_{2,z}}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \end{bmatrix} - \frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \begin{bmatrix} [V_{2,x}(SS_x - RX_{2x}) + V_{2,y}(SS_y - RX_{2y}) + V_{2,z}(SS_z - RX_{2z})] \cdot (SS_x - RX_{2x}) \\ [V_{2,x}(SS_x - RX_{2x}) + V_{2,y}(SS_y - RX_{2y}) + V_{2,z}(SS_z - RX_{2z})] \cdot (SS_y - RX_{2y}) \\ [V_{2,x}(SS_x - RX_{2x}) + V_{2,y}(SS_y - RX_{2y}) + V_{2,z}(SS_z - RX_{2z})] \cdot (SS_z - RX_{2z}) \end{bmatrix} \quad (15)$$

می‌باشند. سپس DFO_{tx-rx} را برحسب بسط تیلور مرتبه ۱ به صورت زیر تقریب می‌زنیم:

لازم به ذکر می‌باشد که در روابط بالا PS و SS به ترتیب مؤلفه‌های موقعیت ماهواره‌های اصلی و ثانویه

$$(\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \right] \quad (16)$$

بخش دوم و سوم، منبع دیگر خطا یعنی عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها را نیز در شبیه‌سازی‌های خود لحاظ کرده و نتایج را مقایسه می‌کنیم. تخمین‌گر مورد استفاده در شبیه‌سازی‌ها تخمین‌گر BLUE می‌باشد. تخمین‌گر BLUE، تخمین‌گری خطی است پس در استفاده از این تخمین‌گر، رابطه بین مشاهدات و پارامتر تحت تخمین باید رابطه‌ای خطی باشد که در مسئله موقعیت‌یابی این گونه نیست. در این مرجع به کمک بسط تیلور، رابطه خطی بین مکان هدف و تاخیرهای زمانی برقرار و سپس با استفاده از تخمین‌گر BLUE موقعیت مکانی هدف مورد محاسبه قرار می‌گیرد.

۵-۱- ورودی‌های شبیه‌سازی

با توجه به اینکه هدف موردنظر در این تحقیق، یک هدف ثابت زمینی است؛ فاصله هدف (فرستنده) از مرکز زمین را به اندازه شعاع کره زمین یعنی ۶۳۶۷/۲۸۷ کیلومتر در نظر گرفته‌ایم.

با توجه به اینکه ماهواره‌های مدار GEO در ارتفاع حدود ۳۶ هزار کیلومتری از سطح زمین قرار دارند؛ لذا فاصله ماهواره از مرکز زمین، حاصل جمع فاصله ماهواره از سطح زمین به علاوه شعاع کره زمین خواهد بود؛ لذا فاصله ماهواره از مرکز زمین را ۴۲۱۶۴ کیلومتر در نظر گرفته‌ایم.

در این بخش فرکانس ارسالی فرستنده (هدف)، ۱۱ گیگاهرتز و اختلاف فرکانس فراسو و فروسو ماهواره اصلی (اولیه) و ماهواره جانبی (ثانویه) که به فرکانس ترجمه ماهواره موسوم است، به ترتیب ۱ و ۲ گیگاهرتز در نظر گرفته شده است. در این بخش، از دو ماهواره به عنوان ماهواره‌های اولیه و ثانویه استفاده شد. مدت زمان زیادی صرف مطالعه ماهواره‌های مدار GEO و نقاط تحت پوشش آنها شد. با توجه به اینکه در سناریوی تحقیق، هدف یک شناور در خلیج فارس در نظر گرفته شده بود؛ باید ماهواره‌هایی انتخاب می‌شدند که کلیه مناطق کشور

$$DFO_{tx-rx} \cong \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1 - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} \right] + \frac{1}{c} \left[f_{tx}^* \times (\vec{V}_1)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] + (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_1)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|} - \frac{(\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1})^2}{\|\vec{r}_1^m - \vec{r}_{rx1}\|^3} \right] \right] + \frac{1}{c} \left[-f_{tx}^* \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{tx}\|^3} \right] - (f_{tx}^* - f_{tr1}) \times (\vec{V}_2)^T \cdot \left[\frac{1}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|} - \frac{(\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2})^2}{\|\vec{r}_2^m - \vec{r}_{rx2}\|^3} \right] \right]$$

به همین صورت برای ایستگاه‌های کالیبراسیون تمامی روابط بالا به صورت مشابه تکرار می‌شود در اینجا از آوردن آنها در متن اصلی خودداری می‌کنیم.

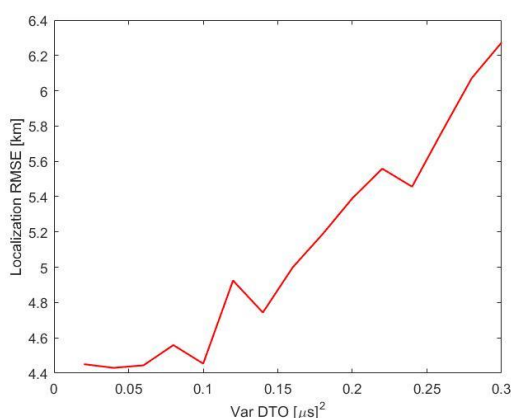
۵- مدل شبیه‌سازی

در این بخش از مقاله، به بررسی سناریوی موجود در روند شبیه‌سازی‌ها و بیان نتایج آن می‌پردازیم. در ابتدا داده‌های موجود در مسئله که در محیط شبیه‌سازی تعریف می‌شوند را معرفی می‌کنیم. لازم به ذکر است که ورودی‌های مسئله به صورت کاملاً عملی و مطابق با جغرافیای کشور ایران بوده و همچنین از اطلاعات دو ماهواره مدار GEO که در بالای آسمان کشور قرار دارند استفاده شده است. در بخش اول از شبیه‌سازی با فرض ایده‌آل گرفتن تمامی ورودی‌های مسئله از جمله مختصات موقعیت ماهواره‌ها، عدم وجود نویز در اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و همچنین عدم وجود آفست‌های فرکانسی و زمانی، شبیه‌سازی انجام شده و نتایج آن ارائه می‌گردد. در بخش دوم از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن نویز اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و اعمال آفست‌های DC زمانی و فرکانسی به معادلات، شبیه‌سازی انجام شده است. این مرحله از شبیه‌سازی بدون استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون انجام شده است تا نتایج آن با حالتی که از این ایستگاه‌ها بهره می‌بریم مقایسه کنیم. لازم به ذکر می‌باشد که تمامی نویزهای موجود در مدل مسأله به صورت سفید گاوسی و با میانگین صفر و واریانس معلوم در نظر گرفته شده‌اند؛ اما در بخش سوم از شبیه‌سازی با توجه به فرضیات مسئله موقعیت‌یابی در بخش دوم، برای نشان دادن تأثیر استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون در بهبود فرایند موقعیت‌یابی، در این مرحله از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی در موقعیت‌های معلومی استفاده شده است و نتایج با بخش قبل مقایسه می‌شود. در بخش چهارم و آخر از شبیه‌سازی، علاوه بر اعمال دو منبع خطای قبلی در

۵-۳- بخش دوم شبیه‌سازی - بدون استفاده از

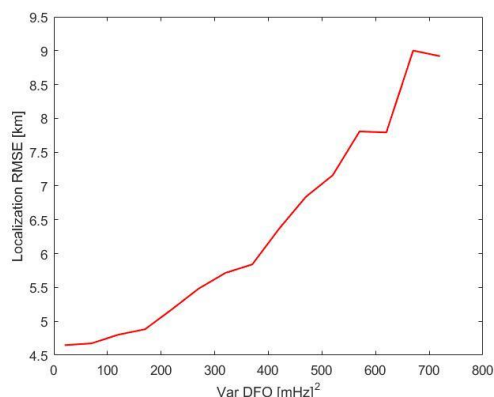
ایستگاه‌های کالیبراسیون

این بخش از شبیه‌سازی با در نظر گرفتن نویز اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA و اعمال آفست‌های DC زمانی و فرکانسی به معادلات، شبیه‌سازی انجام شده است. این مرحله از شبیه‌سازی بدون استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون انجام شده است تا نتایج آن با حالتی که از این ایستگاه‌ها بهره می‌بریم مقایسه کنیم.



شکل (۲): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز

اندازه‌گیری DTO بدون ایستگاه‌های کالیبراسیون همان‌طور که مشاهده می‌شود با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DTO، میزان RMSE فرایند موقعیت‌یابی افزایش می‌یابد که نشان از صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی دارد؛ اما با توجه به عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون، میزان خطای موقعیت‌یابی کمی بالا می‌باشد که علت آن وجود متغیر اضافی آفست زمانی در معادلات می‌باشد که نتیجه موقعیت‌یابی را نامطلوب می‌کند.



شکل (۳): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز

اندازه‌گیری DFO بدون ایستگاه‌های کالیبراسیون

به‌ویژه دریای عمان و خلیج فارس تحت پوشش آنها باشند. در نهایت ماهواره ARABSAT 6A به‌عنوان ماهواره اصلی (اولیه) و ماهواره TURKSAT 4B به‌عنوان ماهواره مجاور (ثانویه) با توجه به ملاحظات فوق انتخاب شدند. بردار موقعیت ماهواره اولیه $[50 \cdot 85^\circ N, 1 \cdot 20^\circ E]$ و بردار موقعیت ماهواره ثانویه $[50 \cdot 60^\circ N, -0 \cdot 03^\circ E]$ می‌باشد.

بردار سرعت شعاعی ماهواره اولیه

$[1 \cdot 35, -2 \cdot 75, -0 \cdot 06]$ برحسب کیلومتر بر ثانیه

و بردار سرعت شعاعی ماهواره ثانویه

$[1 \cdot 55, -2 \cdot 65, 0 \cdot 001]$ برحسب کیلومتر بر ثانیه

می‌باشد.

در ادامه دو نقطه نارمک در شرق و اکباتان در غرب تهران با توجه به فاصله قابل‌توجه نسبت به فرستنده هدف و ایستگاه‌های کالیبراسیون زمینی، به‌عنوان نقاط قرارگیری ایستگاه‌های گیرنده ماهواره‌ای زمینی در نظر گرفته شدند. با توجه به سناریوی تحقیق، این ایستگاه‌ها ثابت در نظر گرفته شدند؛ بنابراین سرعت آنها صفر در نظر گرفته شد.

۵-۲- بخش اول شبیه‌سازی - حالت ایده‌آل

در قسمت اول شبیه‌سازی، همان‌طور که گفته شد، تمامی شرایط را ایده‌آل در نظر گرفته و هیچ‌گونه نویز و آفستی به معادلات ما اضافه نشده است. در این بخش از کار نیازی به اعمال ایستگاه‌های کالیبراسیون در روابط نیست.

جدول (۱): موقعیت جزیره هرمز

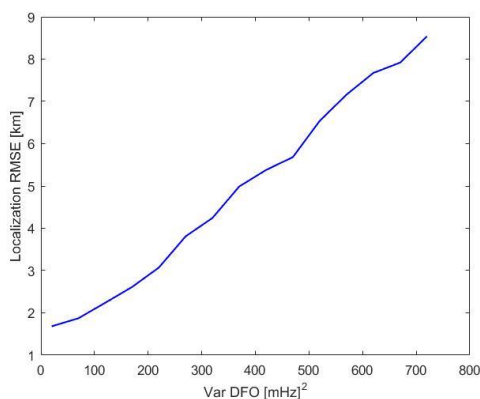
خطای تخمین	موقعیت تخمینی از هدف	موقعیت هدف
$4 \cdot 2157e - 07$	$[27 \cdot 0570 \ N]$ $[56 \cdot 4585 \ E]$	$[27 \cdot 0563 \ N]$ $[56 \cdot 4577 \ E]$

جدول (۲): موقعیت زاهدان

خطای تخمین	موقعیت تخمینی از هدف	موقعیت هدف
$8 \cdot 2765e - 4$	$[29 \cdot 2800 \ N]$ $[60 \cdot 5394 \ E]$	$[29 \cdot 2803 \ N]$ $[60 \cdot 5440 \ E]$

همان‌طور که از جدول‌ها مشخص است؛ نتایج موقعیت تخمینی هدف به مقادیر صحیح آنها بسیار نزدیک بوده و الگوریتم شبیه‌سازی را تأیید می‌کند. لازم به ذکر است که این قسمت از شبیه‌سازی تنها برای آزمایش کردن صحت عملکرد الگوریتم انجام شد.

کمتر از 2 Km می باشد که از دقت بسیار خوبی برخوردار است. همان طور که ملاحظه می شود، با افزایش واریانس خطای اندازه گیری DTO، میزان خطای موقعیتیابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیتیابی به واریانس خطای اندازه گیری DTO دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می باشد. از مقایسه شکل ۴ با شکل ۲ به وضوح مشاهده می شود که دقت عملکرد الگوریتم موقعیتیابی موردنظر به طرز قابل توجهی افزایش یافته است که کاملاً بدیهی و مورد انتظار می باشد.



شکل (۵): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس نویز اندازه گیری DFO با ایستگاه های کالیبراسیون

در این مسئله شبیه سازی موردنظر ما با واریانس نویز DFO 20 mHz انجام شده است که حدود خطای آن کمتر از 1 Km می باشد که از دقت خوبی برخوردار است. همان طور که ملاحظه می شود با افزایش واریانس خطای اندازه گیری DFO، میزان خطای موقعیتیابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیتیابی به واریانس خطای اندازه گیری DFO دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می باشد. از مقایسه شکل ۵ با شکل ۳ به وضوح مشاهده می شود که دقت عملکرد الگوریتم موقعیتیابی موردنظر به طرز قابل توجهی افزایش یافته است که کاملاً بدیهی و مورد انتظار می باشد.

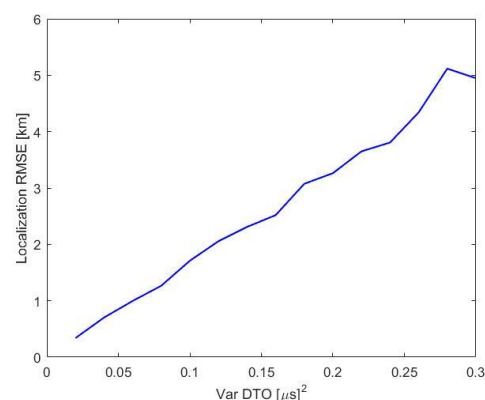
۵-۵- بخش چهارم شبیه سازی - اثر عدم قطعیت موقعیت ماهواره ها

در این بخش از شبیه سازی، علاوه بر اعمال دو منبع خطای قبلی در بخش دوم و سوم، منبع دیگر خطا یعنی

همان طور که مشاهده می شود با افزایش واریانس نویز اندازه گیری DFO، میزان RMSE فرایند موقعیتیابی افزایش می یابد که نشان از صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی دارد؛ اما با توجه به عدم استفاده از ایستگاه های کالیبراسیون، میزان خطای موقعیتیابی کمی بالا می باشد که علت آن وجود متغیر اضافی آفست فرکانسی در معادلات می باشد که نتیجه موقعیتیابی را نامطلوب می کند.

۵-۴- بخش سوم شبیه سازی - با استفاده از ایستگاه های کالیبراسیون

این بخش از شبیه سازی با فرض وجود خطاهای اندازه گیری مربوط به DTO و DFO و همچنین آفست های DC زمانی و فرکانسی، انجام شد. برای این منظور برای حذف آفست های DC لازم است که تخمینی از مقدار واقعی آنها به دست آورده و نتیجه تخمین را از معادلات خود کم کرده تا اثر این پارامتر اضافی در نتایج حذف شود. برای تخمین این آفست ها از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی در موقعیت های مشخص شده ای استفاده شد؛ بنابراین موقعیت این ایستگاه ها به طور کامل مشخص است و خطایی ندارد.

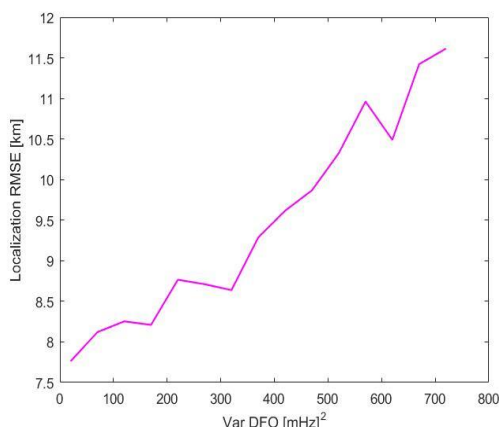


شکل (۴): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس نویز اندازه گیری DTO با ایستگاه های کالیبراسیون

در شکل (۴)، RMSE فرایند موقعیتیابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه گیری DTO در حالتی که از سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی استفاده کنیم را نمایش می دهد. در این مسئله شبیه سازی موردنظر ما با واریانس نویز DTO 0.1 us انجام شده است که حدود خطای آن

شکل (۷): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DTO در حالت کلی

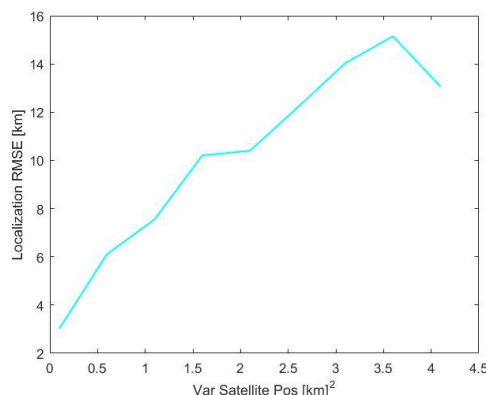
شکل ۷ RMSE فرایند موقعیت‌یابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه‌گیری DTO در حالتی که تمامی منابع خطای فرض شده در صورت مسئله موقعیت‌یابی موردنظر لحاظ شده‌اند را نمایش می‌دهد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز DTO $0.1 \mu s$ انجام شده است که حدود خطای آن $5.5 Km$ می‌باشد. با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DTO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.



شکل (۸): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز اندازه‌گیری DFO در حالت کلی

در شکل (۸)، RMSE فرایند موقعیت‌یابی را برحسب تابعی از واریانس نویز اندازه‌گیری DFO در حالتی که تمامی منابع خطای فرض شده در صورت مسئله موقعیت‌یابی موردنظر لحاظ شده‌اند را نمایش می‌دهد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز DFO $10 mHz$ انجام شده است که حدود خطای آن کمتر از $8 Km$ می‌باشد که در مقایسه با نتیجه مرجع پایه، بهبود یافته است. همان‌طور که ملاحظه می‌شود با افزایش واریانس نویز اندازه‌گیری DFO، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.

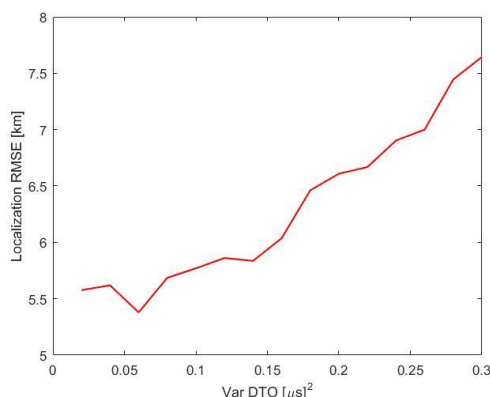
عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها را نیز در شبیه‌سازی‌های خود لحاظ کرده و نتایج را مقایسه می‌کنیم؛ بنابراین تمامی منابع خطای ذکر شده در ۳-۳ را در این بخش از شبیه‌سازی خود لحاظ کرده‌ایم.

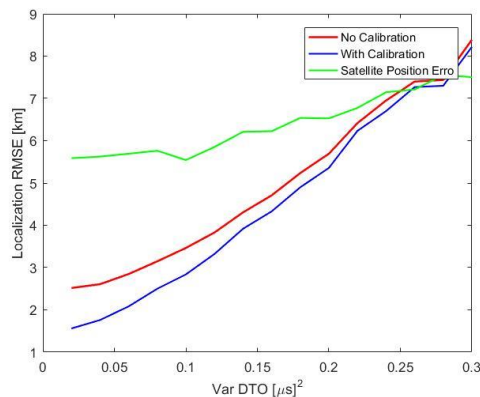


شکل (۶): RMSE موقعیت‌یابی به ازای واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها

همان‌گونه که از نمودار پیداست؛ میزان RMSE الگوریتم موقعیت‌یابی در این بخش در مقایسه با بخش قبلی کمی افزایش داشته و با افت دقت همراه می‌باشد. در این مسئله شبیه‌سازی موردنظر ما با واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره $1000 m$ و واریانس نویز اندازه‌گیری DTO $0.1 \mu s$ و واریانس نویز اندازه‌گیری DFO $10 mHz$ انجام شده است که حدود خطای آن $7 Km$ می‌باشد.

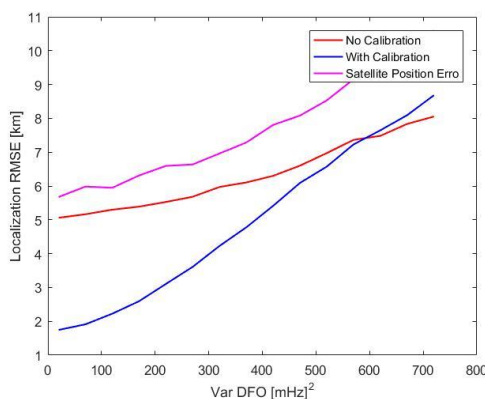
می‌شود با افزایش واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها، میزان خطای موقعیت‌یابی بیشتر شده و این مورد، نشان از حساسیت بالای عملکرد فرایند موقعیت‌یابی به واریانس نویز عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها دارد و گواهی بر صحت عملکرد الگوریتم پیشنهادی می‌باشد.





شکل (۱۱): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس نويز
اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نويز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون و همچنین حالت در نظر گرفتن خطای موقعیت ماهواره‌ها کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که بیشترین میزان خطا مربوط به حالتی است که خطای موقعیت ماهواره‌ها را در محاسبات خود لحاظ کنیم که پیش‌تر به آن اشاره شد.

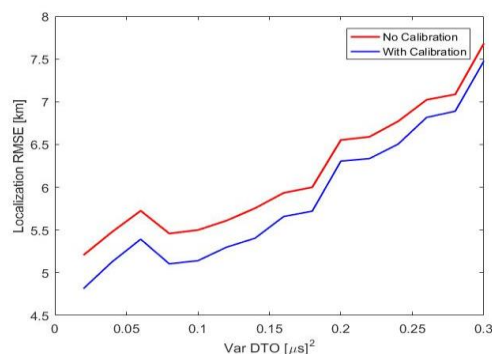


شکل (۱۲): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس
نويز اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نويز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون و همچنین حالت در نظر گرفتن خطای موقعیت ماهواره‌ها کاهش یافته است. مشاهده می‌شود که بیشترین میزان خطا مربوط به حالتی است که خطای موقعیت ماهواره‌ها را در محاسبات خود لحاظ کنیم که پیش‌تر به آن اشاره شد.

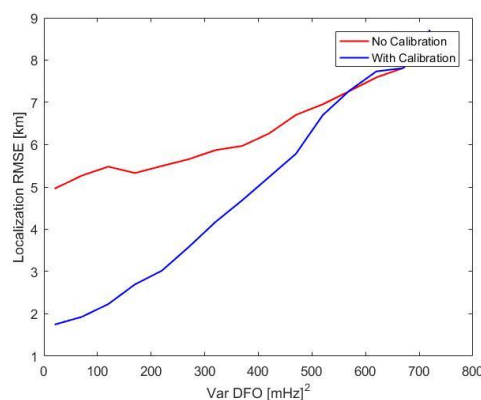
۵-۶- بخش پنجم شبیه‌سازی - مقایسه حالت‌های مختلف با یکدیگر

در آخرین بخش از شبیه‌سازی، به منظور صحت‌سنجی الگوریتم پیشنهادی موردنظر، تمامی نمودارهای رسم شده در بخش‌های قبل شبیه‌سازی با یکدیگر مقایسه شده‌اند. نتایج این مقایسه‌ها در چهار شکل زیر مشهود است.



شکل (۹): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس نويز
اندازه‌گیری DTO

همان‌گونه که از شکل مشخص است، میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نويز اندازه‌گیری DTO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون کاهش یافته است.



شکل (۱۰): RMSE موقعیتیابی به ازای واریانس
نويز اندازه‌گیری DFO

همان‌گونه که از شکل مشخص است؛ میزان خطا در حالت استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون به ازای واریانس نويز اندازه‌گیری DFO مختلف نسبت به حالت عدم استفاده از ایستگاه‌های کالیبراسیون کاهش یافته است.

۶- نتیجه‌گیری

این مقاله موقعیت‌یابی یک منبع ساکن روی زمین با ارتفاع مشخص را با استفاده از اندازه‌گیری‌های TDOA و FDOA به کمک دو ماهواره مدار GEO که در همسایگی یکدیگر واقع شده‌اند را بررسی می‌کند. این مطالعه از آن جهت با سایر کارهای مرتبط متفاوت است که سه منبع اصلی خطا را برای فرایند موقعیت‌یابی در نظر گرفته است که عبارت‌اند از:

- (۱) عدم قطعیت موجود در موقعیت ماهواره‌ها
 - (۲) نویز حرارتی AWGN در گیرنده‌ها که به علت حرکت الکترون‌ها در دستگاه‌های گیرنده است و با اندازه‌گیری‌های DTO و DFO جمع می‌گردد
 - (۳) آفست‌های زمانی و فرکانسی که به ترتیب به دلیل عدم هم‌زمان بودن ماهواره‌ها با یکدیگر و عدم یکسان بودن اسیلاتورهای دو ماهواره به وجود می‌آیند
- برای حل مشکل عدم قطعیت موقعیت ماهواره‌ها و وجود پارامترهای اضافی یا همان نویزهای عدم قطعیت موقعیت ماهواره که اثر غیرخطی بر معادلات ما می‌گذارند، آنها را خطی‌سازی کردیم؛ به عبارت دیگر: با محاسبه بسط تیلور مرتبه اول حول موقعیت ماهواره این کار انجام شد.

در این مطالعه آفست‌های فرکانسی و زمانی ناشی از ترانسپوندر ماهواره‌ها در معادلات لحاظ شد. از آنجا که این آفست‌ها متغیرهای اضافی بودند، پس در ابتدا تخمینی از این دو متغیر اضافی را به دست آوردیم و با استفاده از این تخمین، به تخمین موقعیت هدف رسیدیم. برای این منظور و همچنین بهبود دقت موقعیت‌یابی، سه ایستگاه کالیبراسیون زمینی به‌عنوان ایستگاه مرجع در

مراجع:

- [1] R. Zekavat and R. M. Buehrer, Handbook of position location: Theory, practice and advances, vol. 27, John Wiley & Sons, 2011.
- [2] Massoglia, PETER L and Pozesky, MARTIN T and Germana, GT, The use of satellite technology for oceanic air traffic control, vol. 77, Proceedings of the IEEE, 1989
- [3] K. Radnosrati, F. Gunnarsson, F. Gustafsson, New trends in radio network positioning, 2015 18th International Conference on Information Fusion, 492—498, 2015
- [4] C. Liu, L. Yang and L. Mihaylova, "Dual-satellite source geolocation with time and frequency offsets and satellite location errors," in 2017 20th International

نظر گرفته شد که در نتیجه تعداد معادلات ما بیشتر شده و به کمک آنها تخمین بهتری از آفست‌های زمانی و فرکانسی به دست آمد و اثر آنها در روابط کمتر و یا حذف شد.

پس از حذف متغیرهای اضافی از معادلات که همان آفست‌ها بودند؛ تنها مشاهدات و اندازه‌گیری‌های ما بر اساس اطلاعات موجود و نویزهای مؤثر در مسئله در معادلات باقی می‌مانند؛ بنابراین برای کاهش اثر این نویز-ها لازم است که از یک تخمین گر بهینه استفاده کنیم.

در این مطالعه با توجه به فرض مسئله مبنی بر وجود دو ایستگاه گیرنده زمینی که هرکدام از آنها به یکی از ماهواره‌ها اشاره دارند؛ لذا معادلات مقالات موردنظر برای ما کفایت نمی‌کرد و نیاز به تعریف روابط جدید با این فرض از مسئله بود. همچنین اکثر مقالات از الگوریتم‌های تکرار جبری مانند روش نیوتن رافسون برای فرایند موقعیت‌یابی بهره می‌برند که بسیار به شرایط اولیه وابسته است و در گاهی اوقات جواب‌های پرت می‌دهد. هدف ما این است که فرایند موقعیت‌یابی را بتوان بدون روش تکرار حل کرده و با استفاده از دستوراتی که در محیط نرم‌افزار شبیه‌سازی (MATLAB) است؛ این کار را انجام دهیم.

در گام اول ابتدا با فرض ایده‌آل بودن تمامی شرایط و عدم وجود منابع خطای سه‌گانه فرایند موقعیت‌یابی طبق صورت مسئله شبیه‌سازی شد و نتایج آن به نتایج تئوری بسیار نزدیک بود.

در گام دوم تمامی منابع خطای ذکر شده در مسئله را در معادلات خود لحاظ کرده و فرایند شبیه‌سازی را انجام داده که نتایج آن با توجه تعدد منابع خطا قابل قبول بود.

Conference on Information Fusion (Fusion), IEEE, 2017, pp. 1-8.

[5] W. W. Smith and P. G. Steffes, "Time delay techniques for satellite interference location system," IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 25, pp. 224-231, 1989.

[6] R. Bardelli, D. Haworth and N. Smith, "Interference localisation for the Eutelsat satellite system," in Proceedings of GLOBECOM'95, vol. 3, IEEE, 1995, pp. 1641-1651.

[7] R. Rideout, "DERA transmitter location service (TLS)," in June 2000 IEE Military Satellite Communications Symposium, 2000.

[8] H. Yan, J. K. Cao and L. Chen, "Study on location accuracy of dual-satellite geolocation system," in IEEE 10th International Conference on Signal Processing Proceedings, IEEE, 2010, pp. 107-110.

یک رویکرد هدایت مبتنی بر زاویه خط دید در مسأله هدایت صفحه‌ای

ولی اله غفاری^{۱*} و حسن محمدخانی^۲

۱- دانشگاه خلیج فارس، vghaffari@pgu.ac.ir

۲- دانشگاه جامع امام حسین (علیه‌السلام)، hm4393@gmail.com

چکیده:

در قوانین هدایت مبتنی بر نرخ زاویه خط دید، شتاب جانبی وسیله به گونه‌ای تعیین می‌گردد که نرخ زاویه خط دید بین جسم و هدف صفر شود. با ثابت ماندن زاویه خط دید، اگر سرعت جسم از سرعت هدف بزرگ‌تر باشد آنگاه جسم به هدف مورد انتظار به صورت مجانبی خواهد رسید. در این مقاله، به ارائه یک الگوریتم هدایت جدید مبتنی بر زاویه خط دید جهت استفاده در سیستم‌های هدایت دو بعدی پرداخته شده است. بدین منظور، با توجه به روابط حاکم بر موضوع و استفاده از روابط مثلثاتی، قانون هدایت پیشنهادی به یک رابطه جبری منجر می‌گردد. اگر چه رویکرد به کار گرفته شده در این مسأله هدایت، مستقل از نرخ زاویه خط دید می‌باشد؛ اما صفر شدن تغییرات زاویه خط دید با کمک منطق ارائه شده، در لحظه اعمال قانون هدایت رخ خواهد داد. قانون استخراج شده در یک مسأله هدایت دو بعدی ارزیابی شده و مزیت راه‌حل پیشنهادی در مقایسه با روش‌های دیگر نشان داده خواهد شد.

واژه‌های کلیدی:

قانون هدایت، زاویه خط دید، نرخ زاویه خط دید و مسأله هدایت.

A Guidance Approach Based on Line-of-sight Angle in Planar Guidance Problem

Valiollah Ghaffari¹, Hasan Mohammad khani²

1- Persian Gulf University, vghaffari@pgu.ac.ir

2- Imam Hossein University, hm4393@gmail.com

Abstract:

In the guidance algorithms based on the line-of-sight (LOS) rate, the lateral acceleration commands are computed in such a way that the LOS rate is nullified. So, keeping constant the LOS angle, the condition in which the vehicle speed is greater than the target speed, the vehicle reaches the target position asymptotically. In this paper, a new guidance algorithm, based on the LOS angle, is presented for a typical guidance system. To this aim, considering the governed guidance equations and using the corresponding trigonometric relations, the proposed guidance law is transformed into an algebraic equation. Although the utilized guidance procedure is independent of the rate of LOS angle, the rate of LOS angle would equal zero instantly via applying the proposed method. Then, to illustrate the effectiveness of the idea, the derived mechanism is evaluated in a two-dimensional guidance problem. The advantages of the approach are shown in comparison with similar methods.

Keywords:

Guidance law, Line-of-sight angle, Rate of line-of-sight, Guidance problem.

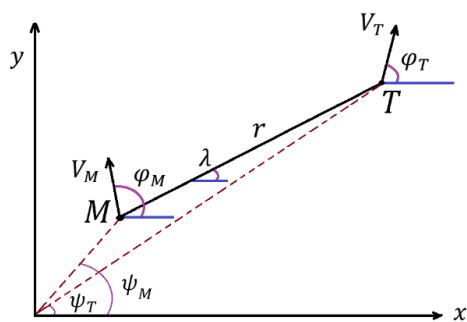
۱- مقدمه

همواره انتخاب الگوریتم مناسب، چالش و امری اجتناب‌ناپذیر در غالب مسائل هدایت و ناوبری است. به همین دلیل نگرش‌های متنوعی برای این موضوع وجود دارد. برای محقق نمودن هدف هدایت، برخی از محققان بر شیوه‌های تحلیلی اتکا می‌کنند. با این حال، روش‌های غیرتحلیلی از قبیل ایده جدول‌بندی بهره، تکنیک سعی و خطا و موارد دیگر نیز در برخی مقالات دیده می‌شود. آن چه روشن است فنون تحلیلی بر پایه اثبات و تحلیل ریاضی وضع شده‌اند. از طرفی روش‌های غیرتحلیلی توأم با استدلال، منطق و هوش انسانی است. معمولاً روندهای تحلیلی دو دسته عمده دارند. در نوع اول، یک دینامیک کمکی برای نرخ زاویه خط دید استخراج می‌گردد. چنین دینامیکی با یک معادله دیفرانسیل معمولی توصیف خواهد شد. نرخ زاویه خط دید توسط یک سنسور یا جستجوگر اندازه‌گیری می‌گردد. سپس خروجی سنسور به همراه دیگر کمیت‌های اندازه‌گیری شده در الگوریتم هدایت استفاده می‌شود. در گونه دیگر، زاویه خط دید مستقیماً در قوانین ظاهر می‌شود. با این حال، به دلیل وجود نظریه‌های متعدد برای تحلیل پایداری معادلات دیفرانسیل، غالب تحقیقات موجود در طراحی قانون هدایت بر نوع اول تمرکز یافته‌اند. هدایت تناسبی از مشهورترین و پرکاربردترین روش مبتنی بر نرخ زاویه خط دید است. امروزه، بسته به شرایط و داشتن حالات خاص، نسخه‌های متعددی از هدایت تناسبی توسعه داده شده است. معادلات حاکم بر حلقه هدایت، نوعاً شبیه به روابط سیستم‌های کنترل می‌باشد. از این جهت، پایداری و عملکرد حلقه هدایت در حضور نویز اندازه‌گیری [۱]، اثرات تاخیر زمانی [۲]، در نظر گرفتن دینامیک اتوپایلو [۳] و موارد دیگر بررسی شده است. بنابراین تاثیر هر جز به تنهایی و اصلاح اثر آن بر رفتار حلقه هدایت تعیین خواهد شد.

اگر چه با وجود ساده و مقاوم بودن، هدایت تناسبی در اغلب اوقات سودمند است ولیکن تحقیقات گسترده‌ای برای بهبود قانون هدایت مبتنی بر نرخ زاویه خط دید صورت گرفته است. به همین منظور، از فنون بهینه‌سازی [۴]، خطی‌سازی با فیدبک [۵]، کنترل ساختار متغیر [۶]، ایده گام به عقب [۷]، تطبیقی [۸] و سایر رویکردهای کنترلی برای رسیدن به روش هدایت کارآمد بهره گرفته شده است.

گاهی اوقات، مدت زمان رسیدن جسم به هدف بایستی کمینه گردد. با انجام بهینه‌یابی، زمان و زاویه رسیدن وسیله به هدف را به صورت بهینه تعیین نمود [۹]. هر چند مرتبه مشتق ظاهر شده در مسائل هدایت صحیح می‌باشد؛ از مشتقات مرتبه کسری می‌توان در قانون هدایت بهره‌مند شد. برای بهبود عملکرد حلقه هدایت، با ایده مد لغزشی مشتمل بر مشتق کسری، طراحی قانون هدایت انجام شده است [۱۰].

با در نظر گرفتن محدودیت‌ها، قانون هدایت زیر بهینه بدست می‌آید [۱۱]. در حضور عدم قطعیت‌ها، با کمینه نمودن نرم دوم خطا، قانون هدایت مقاومی برای یک سیستم هدایت پیشنهاد شده است [۱۲]. معمولاً از نظریه پایداری لیاپانف نیز می‌توان برای دستیابی به قوانین هدایت کارا و موثر بهره برد [۱۳]. گاهی اوقات، همگرایی در زمان محدود [۱۴] و پایدار ورودی به حالت در زمان محدود [۱۵] در موضوع هدایت اهمیت فراوانی دارد. اخیراً از نظریه پایداری در زمان محدود جزیی برای انتخاب و بهبود دادن الگوریتم هدایت استفاده شده است [۱۶]. از کنترل مد لغزشی مرتبه دوم می‌توان برای طراحی قانون هدایت اثربخش بهره برد [۱۷]. برخی از زمان‌ها، الگوریتم هدایت برای اهداف دارای مانور طراحی می‌شود. بدین سبب ضروری است تغییرات هدف در معادلات حاکم لحاظ گردد [۱۸-۲۰]. اگر چه قوانین هدایت عموماً برای دستگاه مختصات دو بعدی مانند هدایت شناورهای سطحی مطرح می‌شوند؛ با در نظر گرفتن دو صفحه عمود بر هم، روش هدایت را برای دستگاه مختصات سه بعدی تعمیم داده شده است [۲۰، ۲۱]. مسائل هدایت عمدتاً دارای محدودیت فیزیکی و قیود هستند از قابلیت‌ها و مفاهیم مورد استفاده در کنترل پیش‌بین، در انتخاب قوانین هدایت مفید و اثرگذار بهره‌گیری شده است [۲۲، ۲۳]. اخیراً تحقیقات مهمی در ارتباط با هدایت مبتنی بر زاویه خط دید انجام شده است. از آن جمله، در [۲۴] پایداری هدایت تعقیب با وابسته به زاویه خط دید بررسی شده است. در [۲۵، ۲۶] برای یک شناور زیرآبی و در [۲۷، ۲۸] برای سیستم‌های چند عاملی به بررسی هدایت مبتنی بر زاویه خط دید پرداخته شده است. در این سبک، زاویه خط دید به همراه داده‌های دیگر در الگوریتم هدایت استفاده خواهد گردید.



شکل ۱- شماتیک مساله هدایت

معادلات حاکم بر مساله به طریق زیر می‌تواند بیان گردد:

$$\begin{cases} \dot{r} = V_T \cos(\lambda - \varphi_T) - V_M \cos(\lambda - \varphi_M) \\ r\dot{\lambda} = -V_T \sin(\lambda - \varphi_T) + V_M \sin(\lambda - \varphi_M) \end{cases} \quad (1)$$

فرض ۱: زاویه هدف φ_T یک سیگنال زمان پیوسته است. سرعت جسم V_M و سرعت هدف V_T ثابت می‌باشد. سرعت جسم از سرعت هدف بزرگ‌تر است ($V_T < V_M$).

فرض ۲: مقادیر لحظه‌ای زاویه‌های λ ، φ_T و φ_M برای استفاده در قانون هدایت در دسترس است.

در شبیه‌سازی، زمان آغازین و زمان نهایی هدایت را به ترتیب با t_0 و t_f نامگذاری می‌کنیم. در دستگاه مختصات نشان داده شده در شکل ۱، موقعیت جسم از رابطه‌های زیر تعیین خواهد شد:

$$\begin{cases} x_M(t) = x_M(t_0) + V_M \int_{t_0}^t \cos(\varphi_M(\tau)) d\tau \\ y_M(t) = y_M(t_0) + V_M \int_{t_0}^t \sin(\varphi_M(\tau)) d\tau \end{cases} \quad (2)$$

به طریق مشابه، موقعیت هدف نیز به صورت زیر محاسبه می‌گردد:

$$\begin{cases} x_T(t) = x_T(t_0) + V_T \int_{t_0}^t \cos(\varphi_T(\tau)) d\tau \\ y_T(t) = y_T(t_0) + V_T \int_{t_0}^t \sin(\varphi_T(\tau)) d\tau \end{cases} \quad (3)$$

فاصله نسبی جسم با هدف (بر حسب متر) از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$r(t) = \sqrt{(x_T(t) - x_M(t))^2 + (y_T(t) - y_M(t))^2} \quad (4)$$

اگر x_M و y_M موقعیت‌های جسمی نسبت به مبدا باشد آن وقت زاویه در دستگاه مختصات اینرسی به صورت زیر تعیین خواهد شد:

$$\psi_M = \begin{cases} \psi'_M, & y_M > 0, x_M > 0 \\ -\psi'_M, & y_M < 0, x_M > 0 \\ \pi - \psi'_M, & y_M > 0, x_M < 0 \\ -\pi + \psi'_M, & y_M < 0, x_M < 0 \end{cases} \quad (5)$$

در رابطه (۵)، $\psi'_M = \tan^{-1}(\frac{y_M}{x_M})$ مقدار زاویه (بر حسب رادیان) بین π و $-\pi$ در نظر گرفته شده است.

در روش‌های بر پایه نرخ زاویه خط دید معمولاً نیاز است سه داده (نرخ زاویه خط دید، سرعت نزدیک شوندگی و شتاب هدف) در اختیار الگوریتم هدایت قرار گیرد. علاوه بر آن، خروجی چنین قوانینی از جنس شتاب جانبی است. لذا لازم است شتاب جانبی جسم نیز به سیگنال زاویه متناظر تبدیل شود. با نظر به موارد بیان شده، در این مقاله به دنبال آن هستیم با تعداد سنسور کمتری، قاعده هدایتی را توسعه دهیم که مستقیماً زاویه فرمان جسم را تولید نماید. به زبان دیگر، با اندازه‌گیری دو کمیت (زاویه هدف و زاویه خط دید)، زاویه مطلوب جسم تعیین شود. بدان جهت، با به کارگیری روال پیشنهادی، تا زمانی که زاویه هدف مقدار ثابتی است زاویه فرمان سمت جسم نیز به مقدار ثابتی منتج خواهد شد.

در ادامه، در بخش دوم، قانون و مساله هدایت صفحه‌ای تعریف می‌گردد. نحوه دستیابی به الگوریتم پیشنهادی در بخش سوم ذکر شده است. سپس در بخش چهارم، مساله هدایت با رویکرد ارائه شده شبیه‌سازی خواهد شد. در نهایت، نتیجه‌گیری تحقیق در بخش پنجم ذکر می‌گردد.

۲- بیان مساله هدایت

مطابق شکل ۱، در دستگاه مختصات دو بعدی، جسمی با سرعت V_M و زاویه φ_M در حرکت می‌باشد. همچنین هدف دارای سرعت V_T و زاویه φ_T است. در شکل ۱، λ بیانگر زاویه خط دید و r نشان دهنده فاصله نسبی جسم با هدف می‌باشد. توجه گردد که زاویه‌های φ_M ، φ_T و λ بر حسب رادیان، مقدار آن بین $-\pi$ و π بوده و نسبت به سطح افق سنجیده می‌شوند. توجه گردد شکل ۱ یک شماتیک کلی است که می‌تواند در حوزه‌های مختلف هوایی، دریایی، زمینی و ... تصور گردد. برای اجسام شش درجه آزادی نیازمند به تعریف زوایای جسم و هدف و خط دید در دو جهت (صفحه) می‌باشد؛ اما در اجسام دارای حرکت صفحه‌ای مانند شناورهای سطحی زوایای مورد نیاز مشابه شکل ۱ می‌باشد. در این پژوهش، وسیله‌ای که قانون هدایت بر روی آن پیاده‌سازی خواهد شد به اختصار جسم اطلاق می‌گردد. روشن است در مساله هدایت صفحه‌ای روی سطح آب، جسم می‌تواند یک شناور سطحی باشد. در این سیستم، به دنبال یافتن فرمان زاویه φ_M هستیم که جسم M به سمت هدف T میل نماید. پس منظور از طراحی قانون هدایت، انتخاب مناسب زاویه φ_M می‌باشد.

$$\varphi_M(t) = \varphi_M(0) + \int_0^t \frac{u(\tau)}{V_M \cos(\lambda(\tau) - \varphi_M(\tau))} d\tau \quad (11)$$

از این رو، در هدایت تناسبی و مشتقات آن، فرمان زاویه سمت جسم با استفاده توام از رابطه‌های (۱۰) و (۱۱) تعیین خواهد شد.

با توجه به موارد بیان شده، در این مطالعه به دنبال آن هستیم (صرفاً با استفاده از روابط مثلثاتی) صفر شدن $\dot{\lambda}$ را با طرق دیگری انجام دهیم. در نهایت به سازوکاری دست خواهیم یافت که مبتنی بر زاویه خط دید بوده و پایدار در زمان محدود است.

۳- الگوریتم هدایت پیشنهادی

قضیه ۱: معادله (۱) با فرض‌های ۱ و ۲ را در نظر بگیرید. در

لحظه t_i ، با اعمال قانون هدایت زیر

$$\varphi_M = \lambda - \sin^{-1} \left(\frac{V_T}{V_M} \sin(\lambda - \varphi_T) \right) \quad (12)$$

(الف) تغییرات زاویه خط دید متحد با صفر خواهد شد.

$$\lambda(t) = \lambda(t_i), t \geq t_i \quad (13)$$

(ب) در مدت زمان $\Delta t = t_f - t_i$ جسم به هدف خواهد

رسید. مقدار دقیق Δt از حل معادله زیر بدست می‌آید:

$$r(t_i) = \int_{t_i}^{t_f} \sqrt{A^2(\tau) + B^2(\tau)} d\tau \quad (14)$$

در رابطه (۱۴)، ضرایب $A = V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)$ و $B = V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)$ می‌باشد.

اثبات: معادله دیفرانسیل (۱) به صورت زیر می‌تواند

بازنویسی شود:

$$\begin{cases} \dot{r} = V_T \cos(\lambda) \cos(\varphi_T) + V_T \sin(\lambda) V_T \sin(\varphi_T) \\ \quad - V_M \cos(\lambda) \cos(\varphi_M) - V_M \sin(\lambda) \sin(\varphi_M) \\ r\dot{\lambda} = -V_T \sin(\lambda) \cos(\varphi_T) + V_T \cos(\lambda) \sin(\varphi_T) \\ \quad + V_M \sin(\lambda) \cos(\varphi_M) - V_M \cos(\lambda) \sin(\varphi_M) \end{cases} \quad (15)$$

با ساده‌سازی و مرتب نمودن رابطه (۱۵)، خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \dot{r} = \cos(\lambda) (V_T \cos(\varphi_T) - V_M \cos(\varphi_M)) \\ \quad + \sin(\lambda) (V_T \sin(\varphi_T) - V_M \sin(\varphi_M)) \\ r\dot{\lambda} = \cos(\lambda) (V_T \sin(\varphi_T) - V_M \sin(\varphi_M)) \\ \quad + \sin(\lambda) (V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)) \end{cases} \quad (16)$$

برای رسیدن به هدف، متغیرهای A و B به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\begin{cases} A \stackrel{\text{def}}{=} V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T) \\ B \stackrel{\text{def}}{=} V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T) \end{cases}$$

با بازنویسی رابطه (۱۶) به رابطه زیر می‌رسیم:

$$\begin{cases} \dot{r} = -B \sin(\lambda) - A \cos(\lambda) \\ = -\sqrt{A^2 + B^2} \sin(\lambda + \psi_r) \\ r\dot{\lambda} = A \sin(\lambda) - B \cos(\lambda) \\ = \sqrt{A^2 + B^2} \sin(\lambda - \psi_\lambda) \end{cases} \quad (17)$$

در رابطه (۱۷)، $\psi_\lambda = \tan^{-1} \left(\frac{B}{A} \right)$ و $\psi_r = \tan^{-1} \left(\frac{A}{B} \right)$ می‌باشد. با توجه به روابط مثلثاتی، تساوی زیر بدیهی است:

$$\psi_\lambda + \psi_r = \frac{\pi}{2} \quad (18)$$

به طریق مشابه، با محاسبه $\psi_T' = \tan^{-1} \left(\frac{y_T}{x_T} \right)$ زاویه هدف ψ_T را می‌توان بدست آورد. همچنین زاویه خط دید از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$\lambda = \tan^{-1} \left(\frac{y_T - y_M}{x_T - x_M} \right) \quad (6)$$

با رویکردهای متفاوتی می‌توان رسانیدن جسم به مقصد (هدف مورد انتظار از بحث هدایت) را انجام داد. تعدادی از تکنیک‌ها با زاویه خط دید و برخی دیگر با اندازه‌گیری نرخ زاویه خط دید کار می‌کنند. با این حال، مشهورترین قاعده (که مبتنی بر اندازه‌گیری نرخ زاویه خط دید است) به شرح زیر انجام می‌شود. با مشتق‌گیری از رابطه (۱) خواهیم داشت:

$$\begin{aligned} r\dot{\lambda} + r\ddot{\lambda} = & -\dot{\lambda} V_T \cos(\lambda - \varphi_T) + \dot{\varphi}_T V_T \cos(\lambda - \varphi_T) \\ & + \dot{\lambda} V_M \cos(\lambda - \varphi_M) - \dot{\varphi}_M V_M \cos(\lambda - \varphi_M) \end{aligned} \quad (7)$$

با جایگزینی رابطه (۱) در معادله (۷) داریم:

$$\begin{aligned} r\ddot{\lambda} + 2\dot{r}\dot{\lambda} = & \dot{\varphi}_T V_T \cos(\lambda - \varphi_T) - \dot{\varphi}_M V_M \cos(\lambda - \varphi_M) \end{aligned} \quad (8)$$

با تعریف متغیرهای زیر

$$\begin{cases} w \stackrel{\text{def}}{=} \dot{\varphi}_T V_T \cos(\lambda - \varphi_T) \\ u \stackrel{\text{def}}{=} \dot{\varphi}_M V_M \cos(\lambda - \varphi_M) \\ x \stackrel{\text{def}}{=} \dot{\lambda} \\ v_c \stackrel{\text{def}}{=} -\dot{r} \end{cases}$$

تساوی (۸) به رابطه زیر منجر می‌گردد:

$$\dot{x} = \frac{1}{r} (2v_c x + w - u) \quad (9)$$

در رابطه (۹)، x بیان کننده تغییرات زاویه خط دید و v_c نشان دهنده سرعت نزدیک شونده جسم به هدف می‌باشد. نشان داده شده است با انتخاب قانون زیر معادلات توصیف کننده سیستم هدایت پایدار مجانبی خواهد شد [۲۹].

$$u = N v_c x + w, N > 2 \quad (10)$$

بدیهی است که اگر زاویه هدف مقدار ثابتی باشد ترم w از رابطه (۱۰) حذف خواهد شد. معمولاً در علم هدایت و ناوبری، رابطه (۱۰) به هدایت تناسبی مشهور است. در امر هدایت اجسام، تاکنون استفاده‌های متنوع و فراوانی از ضابطه (۱۰) شده است؛ همچنین با توجه به محدودیت‌ها و داشتن شرایط خاص، انواع و مشتقات دیگری از هدایت تناسبی نیز توسعه داده شده است.

در استفاده از هدایت تناسبی نیاز است تغییرات زاویه خط دید و سرعت نزدیک شونده اندازه‌گیری شود. همان‌گونه دیده می‌شود به منظور اعمال قانون هدایت به جسم، بایستی از رابطه زیر شتاب جانبی به زاویه تبدیل گردد:

$$\begin{cases} \dot{r} = -\sqrt{A^2 + B^2} \\ \lambda(t) = \lambda(t_i), t > t_i \end{cases} \quad (28)$$

بدیهی است معادله (۱۴) جواب معادله دیفرانسیل بیان شده در رابطه (۲۸) است. بنابراین با اعمال قانون (۱۲)، تغییرات زاویه خط دید متحد با صفر می‌شود (زاویه خط دید مقدار ثابتی می‌گردد). همچنین در مدت زمان Δt جسم به هدف خواهد رسید.

توجه ۱: زاویه مطلوب سمت جسم (۱۲) تابع غیر خطی از زاویه خط دید λ و زاویه هدف φ_T است. دیده شد که زاویه خط دید با اعمال روش پیشنهادی همواره مقدار ثابتی خواهد بود. اگر زاویه هدف متغیر با زمان باشد آن وقت زاویه فرمان (۱۲) وابسته به زمان خواهد بود. از این رو، برای اهداف با زاویه ثابت، (۱۲) به مقدار ثابتی منجر خواهد شد.

حالت خاص: در شرایطی که زاویه هدف ثابت باشد؛ زاویه φ_M محاسبه شده با (۱۲) نیز مقدار ثابتی خواهد بود. در نتیجه، مدت زمان پرواز Δt از رابطه زیر بدست خواهد آمد:

$$\Delta t = \frac{r(t_i)}{\sqrt{A^2 + B^2}} \quad (29)$$

توجه ۲: روش طرح شده در قضیه ۱، بر پایه زاویه خط دید بوده و زاویه سمت مطلوب جسم را مستقیماً استخراج می‌کند. از این رو در مقایسه با قوانین هدایت موجود (که عمدتاً مبتنی بر اندازه‌گیری تغییرات زاویه خط دید است)، الگوریتم پیشنهادی ساده‌تر بوده و حجم محاسبات کمتری دارد.

توجه ۳: با انتخاب قانون هدایت (۱۲)، به صورت آنی تغییرات زاویه خط دید متحد با صفر می‌گردد. از این رو بین دو مقدار متفاوت (زاویه محاسبه شده با رابطه (۱۲) و زاویه کنونی جسم) در مدت زمان صفر سوئیچینگ اتفاق می‌افتد ($\varphi_M(t_i^-) \neq \varphi_M(t_i^+)$). با توجه به الگوریتم هدایت مورد استفاده $u = \dot{\varphi}_M V_M \cos(\lambda - \varphi_M)$ ، این امر می‌تواند شتاب جانبی بزرگی را برای جسم، در لحظه اعمال فرمان زاویه، ایجاد کند. در کاربردهای عملی، این مشکل را می‌توان به ۲ طریق زیر حل نمود:

الف) فرمان زاویه هدایت از طریق یک فیلتر پایدار (برای مثال تابع تبدیل مرتبه اول) با ثابت زمانی معلوم به جسم اعمال شود. در نتیجه به اندازه کافی زمان برای سوئیچ وجود خواهد داشت. در این صورت، ورودی فیلتر مقدار محاسبه شده با رابطه (۱۲) و خروجی فیلتر سیگنال فرمان زاویه سمت خواهد بود. روشن است استفاده از فیلتر با

بنابراین خواهیم داشت:

$$\begin{cases} \dot{r} = -\sqrt{V_T^2 + V_M^2 - 2V_TV_M \cos(\varphi_T - \varphi_M)} \sin(\lambda + \psi_r) \\ r\dot{\lambda} = \sqrt{V_T^2 + V_M^2 - 2V_TV_M \cos(\varphi_T - \varphi_M)} \sin(\lambda - \psi_\lambda) \end{cases} \quad (19)$$

همچنین با توجه به تعریف زاویه ψ_r و ψ_λ داریم:

$$\begin{cases} \tan(\psi_r) = \frac{V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)}{V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)} \\ \tan(\psi_\lambda) = \frac{V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)}{V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)} \end{cases} \quad (20)$$

در ادامه به دنبال یافتن شرایطی هستیم که زاویه خط دید مقدار ثابتی می‌گردد.

با توجه به بدیهی بودن رابطه $V_T^2 + V_M^2 - 2V_TV_M \cos(\varphi_T - \varphi_M) > 0$ ، همواره نامساوی $\frac{V_T^2 + V_M^2}{2V_TV_M} > 1$ برقرار خواهد بود. معادله زیر را در نظر بگیرید:

$$V_T^2 + V_M^2 - 2V_TV_M \cos(\varphi_T - \varphi_M) = 0 \quad (21)$$

روشن است جواب (۲۱) به فرم:

$$\varphi_M = \varphi_T - \cos^{-1} \frac{V_T^2 + V_M^2}{2V_TV_M}$$

می‌باشد. از آن جا که اندازه تابع کیسنوس بین صفر و یک است معادله (۲۱) در اعداد حقیقی جوابی نخواهد داشت. در نتیجه، با توجه (۱۹)، زمانی تغییرات زاویه خط دید صفر می‌گردد که تساوی زیر برقرار شود:

$$\lambda = \psi_\lambda \pm k\pi \quad (22)$$

با اعمال تانژانت به طرفین رابطه (۲۲)، به تساوی زیر می‌رسیم:

$$\tan(\psi_\lambda) = \tan(\lambda) = \frac{V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)}{V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)} \quad (23)$$

با ساده‌سازی معادله (۲۳)، می‌توان نوشت:

$$\frac{(V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)) \sin(\lambda)}{(V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)) \cos(\lambda)} = \quad (24)$$

رابطه (۲۴) به صورت زیر مرتب می‌گردد:

$$\frac{V_M \sin(\lambda) \cos(\varphi_M) - V_M \cos(\lambda) \sin(\varphi_M)}{V_T \sin(\lambda) \cos(\varphi_T) - V_T \cos(\lambda) \sin(\varphi_T)} = \quad (25)$$

در نهایت با استفاده از روابط مثلثاتی، خواهیم داشت:

$$V_M \sin(\lambda - \varphi_M) = V_T \sin(\lambda - \varphi_T) \quad (26)$$

روشن است رابطه (۱۲) جواب معادله (۲۶) می‌باشد. بنابراین صفر شدن تغییرات زاویه خط دید ($\dot{\lambda} = 0$)، با ضابطه (۱۲) تضمین خواهد شد. معمولاً در مسائل هدایت $V_T < V_M$ می‌باشد پس معادله جبری (۲۶) همواره جواب حقیقی خواهد داشت.

با اعمال قانون هدایت (۱۲) و با لحاظ نمودن (۲۲)، رابطه (۱۹) به صورت زیر در می‌آید:

$$\begin{cases} \dot{r} = -\sqrt{A^2 + B^2} \sin(\psi_\lambda + \psi_r) \\ \dot{\lambda} = 0 \end{cases} \quad (27)$$

در نتیجه، با استفاده از تساوی (۱۸)، داریم:

و زاویه ثابت در حرکت است. برای یافتن زمان رسیدن جسم به هدف، از فیزیک مکانیک می‌دانیم:

$$\begin{cases} r(t_i) \cos(\lambda) + V_T \cos(\varphi_T) \Delta t \\ = V_M \cos(\varphi_M) \Delta t \\ r(t_i) \sin(\lambda) + V_T \sin(\varphi_T) \Delta t \\ = V_M \sin(\varphi_M) \Delta t \end{cases} \quad (31)$$

در رابطه (۳۱) مقدار مسافت‌های طی شده در راستای افقی و عمودی صفحه منظور شده است. در نتیجه، Δt به صورت زیر بدست می‌آید:

$$\Delta t = \frac{r(t_i) \cos(\lambda)}{V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)} \quad (32)$$

یا

$$\Delta t = \frac{r(t_i) \sin(\lambda)}{V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)} \quad (33)$$

رابطه‌های (۳۲) و (۳۳) معادل با (۲۹) می‌باشد. با حذف Δt داریم:

$$\frac{\sin(\lambda)}{V_M \sin(\varphi_M) - V_T \sin(\varphi_T)} = \frac{\cos(\lambda)}{V_M \cos(\varphi_M) - V_T \cos(\varphi_T)} \quad (34)$$

تساوی (۳۴) معادل با رابطه (۲۳) خواهد بود. بنابراین زاویه مطلوب جسم از رابطه (۱۲) تعیین خواهد شد.

۴- شبیه‌سازی

قانون هدایت پیشنهادی با فرض قرار گرفتن حرکت جسم و هدف در یک صفحه و همچنین ثابت بودن سرعت استخراج شده است. بنابراین آن محدود به نوع محیط نبوده و قابل استفاده در انواع کاربردهای زمینی، دریایی و هوایی است. برای نشان دادن اثر بخشی الگوریتم ارائه شده در شناورها، یک مساله هدایت صفحه‌ای با داده‌های زیر را در نظر می‌گیریم:

$r(0) = 1000$, $\lambda(0) = 0.1$, $\varphi_M(0) = 0.5$, $\varphi_T = -0.3$
در این سناریو، سرعت شناور $V_M = 40$ متر بر ثانیه و سرعت هدف مورد نظر $V_T = 20$ متر بر ثانیه انتخاب می‌گردد. با محاسبه قانون (۱۲)، زاویه مرجع شناور، مقدار $\varphi_M = -0.0960$ رادیان تعیین خواهد شد. در تولید سیگنال فرمان φ_M از یک فیلتر مرتبه اول با ثابت زمانی ۲ ثانیه استفاده شده است. معادلات حاکم بر سیستم هدایت، با زمان انتگرال‌گیری ۱ میلی ثانیه و انتخاب $t_i = t_0 = 0$ شبیه‌سازی می‌گردد. برای نشان دادن اثر بخش بودن قانون هدایت مطرح شده، روش پیشنهادی با هدایت تناسبی ($N = 5$) مقایسه شده است. تغییرات زاویه خط دید $\lambda(t)$ بین شناور و هدف در شکل ۲ و همچنین زاویه $\lambda(t)$ در شکل ۳ مشاهده می‌گردد. زاویه سمت شناور $\varphi_M(t)$ در شکل ۴ نمایش داده شده است. دیده می‌شود که زاویه φ_M

پهنای باند زیاد، دامنه شتاب جانبی در لحظات ابتدایی را افزایش می‌دهد. به علاوه کاهش پهنای باند فیلتر باعث تأثیر مخرب بر پایداری و یا پاسخ گذرای معادلات حلقه بسته می‌گردد. بنابراین ضروری است در انتخاب پهنای باند، بین این دو مورد بیان شده مصالحه انجام گیرد.

ب) قانون هدایت (۱۲) بلافاصله در شروع مساله (زمان t_0) استفاده نشود مادمی که یک شرط مناسبی برآورده می‌گردد. چنین شرطی می‌تواند به این صورت باشد که زاویه کنونی جسم به اندازه کافی نزدیک به زاویه محاسبه شده با رابطه (۱۲) شود. به عبارت دیگر، در لحظات آغازین شبیه‌سازی ($t \in [t_0 \quad t_i]$)، یک الگوریتم هدایت نوعی مانند هدایت تناسبی به کار گرفته شود؛ سپس در لحظه معین t_i به روش پیشنهادی سوئیچ گردد.

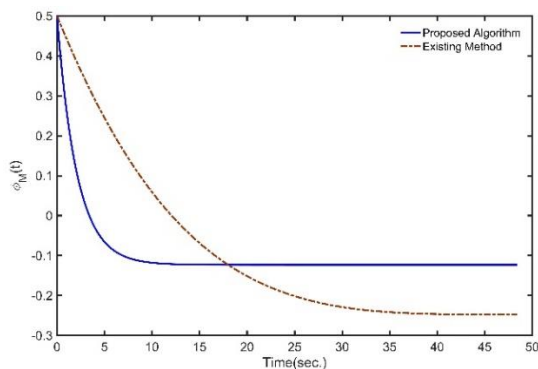
توجه ۴. در کنترلرهای PID، هنگام تغییر مد از دستی به اتوماتیک چالشی شبیه به آن چه در فوق بیان گردید پیش می‌آید. از این رو روش‌های انتقال بدون ضربه (Bumpless Transfer) برای این مشکل مطرح شده‌اند. عملاً دو رویکرد پیشنهادی یاد شده می‌تواند در دسته روش‌های انتقال بدون ضربه قرار گیرد.

توجه ۵: وجود توام توابع $\sin(\cdot)$ و $\sin^{-1}(\cdot)$ در قانون (۱۲)، علی‌الخصوص زمانی که $V_T \ll V_M$ می‌باشد، ممکن باعث ایجاد خطای محاسباتی در تولید زاویه فرمان φ_M گردد. به همین دلیل، توصیه می‌گردد در شبیه‌سازی تحلیل حساسیت به خطای محاسباتی انجام گیرید. برای این منظور فرض می‌کنیم اختلاف زاویه خط دید λ با زاویه هدف φ_T دارای خطای δ است. از این رو، به ازای مقادیر λ ، φ_T و V_M معلوم، تابع هزینه زیر می‌تواند در نظر گرفته شود:

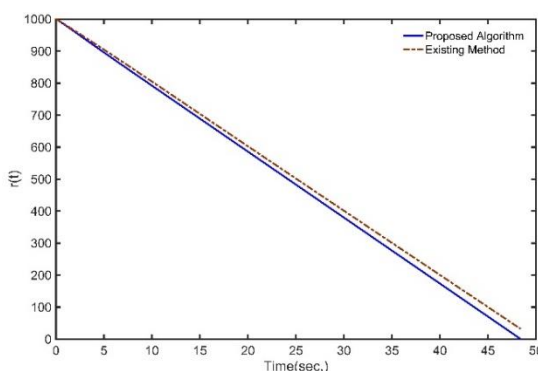
$$J = \left| \sin^{-1} \left(\frac{V_T}{V_M} \sin(\lambda - \varphi_T + \delta) \right) - \sin^{-1} \left(\frac{V_T}{V_M} \sin(\lambda - \varphi_T) \right) \right| \quad (30)$$

در نتیجه، در شبیه‌سازی عددی می‌توان کران بالایی برای δ تعیین نمود. بدیهی است که زمانی که مقادیر عددی V_M و V_T به هم نزدیک باشد است، موجب خطای قابل ملاحظه‌ای نخواهد شد.

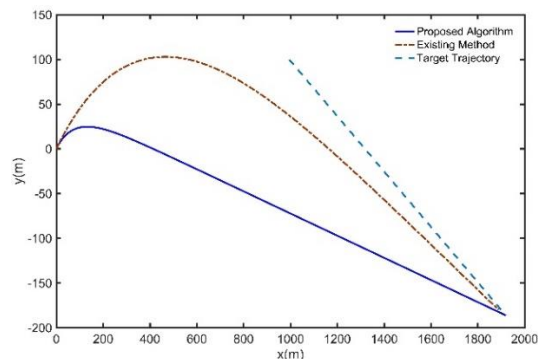
تفسیر هندسی روش هدایت پیشنهادی: در حین پرواز، با اعمال قانون (۱۲)، زاویه خط دید مقدار ثابتی خواهد بود. حال اگر زاویه هدف مقدار ثابتی باشد، مقدار زاویه مطلوب بدست آمده با (۱۲) ثابت خواهد بود. پس جسمی با سرعت و زاویه ثابت به سمت هدف دارای سرعت



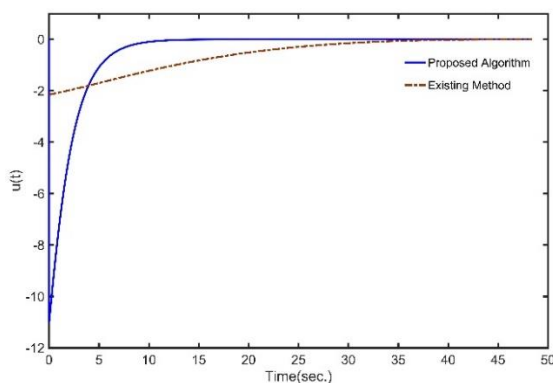
شکل ۴- تغییرات زاویه سمت شناور $\phi_M(t)$



شکل ۵- فاصله نسبی $r(t)$



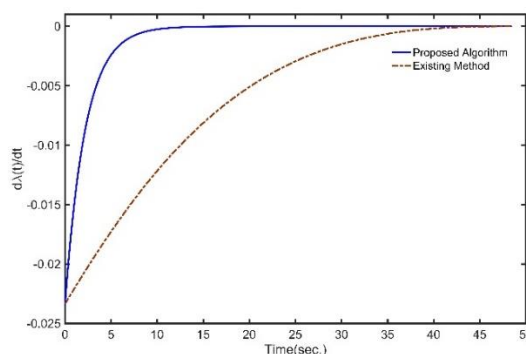
شکل ۶- مسیر حرکت شناور و هدف



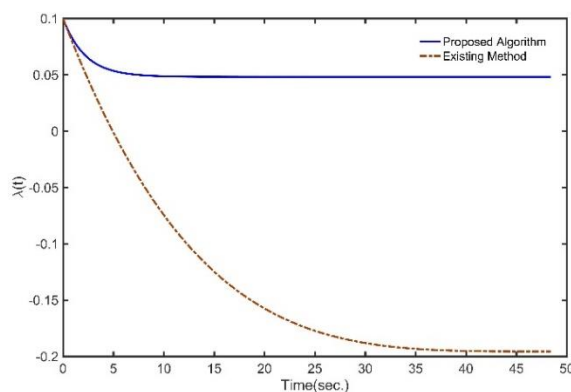
شکل ۷- شتاب جانبی اعمال شده به شناور

و زاویه خط دید λ سریعاً و به صورت نمایی به مقدار مطلوب همگرا می‌گردد. در نتیجه تغییرات زاویه خط دید در زمان کوتاهی (حدوداً ۴ برابر ثابت زمانی) صفر خواهد شد. فاصله نسبی شناور از هدف $r(t)$ در شکل ۵ و مسیر حرکت دو بعدی شناور و هدف در شکل ۶ نشان داده است. شتاب جانبی اعمال شده به شناور در شکل ۷ آورده شده است. روشن است با رویکرد پیشنهادی در مدت زمان کمتری، شناور به هدف مورد نظر می‌رسد. مطابق شکل ۷، بیشینه شتاب جانبی $1.2g$ در ابتدای زمان شبیه‌سازی به شناور اعمال شده است. هر چند در مقایسه با روش موجود، شتاب جانبی بیشتری به وسیله وارد شده است؛ اما این مقدار در محدوده مجاز وسیله قرار دارد.

مشابه با روش موجود، الگوریتم استخراج شده در این پژوهش سعی در صفر نمودن نرخ زاویه خط دید دارد. در نتیجه در هر دو روش، صفر شدن تغییرات زاویه خط دید (شکل ۲) و شتاب جانبی (شکل ۷) به صورت مجانبی انجام شده است. در پیاده‌سازی قانون هدایت، ورودی فیلتر مرتبه اول مقدار محاسبه شده با رابطه (۱۲) و خروجی آن فرمان زاویه سمت شناور خواهد بود.



شکل ۲- تغییرات زاویه خط دید $\dot{\lambda}(t)$



شکل ۳- زاویه خط دید $\lambda(t)$

[۴] M. Guelman and J. Shinar, "Optimal guidance law in the plane," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 7, no. 4, pp. 471-476, 1984.

[۵] I.-J. Ha and S. Chong, "Design of a CLOS guidance law via feedback linearization," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 1, pp. 51-63, 1992.

[۶] J. Moon, K. Kim, and Y. Kim, "Design of missile guidance law via variable structure control," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 4, pp. 659-664, 2001.

[۷] H.-G. Kim and H. J. Kim, "Backstepping-based impact time control guidance law for missiles with reduced seeker field-of-view," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 55, no. 1, pp. 82-94, 2018.

[۸] J. Guo, Y. Li, and J. Zhou, "A new continuous adaptive finite time guidance law against highly maneuvering targets," *Aerospace Science and Technology*, vol. 85, pp. 40-47, 2019.

[۹] X. Chen and J. Wang, "Optimal control based guidance law to control both impact time and impact angle," *Aerospace Science and Technology*, vol. 84, pp. 454-463, 2019.

[۱۰] Y. Sheng, Z. Zhang, and L. Xia, "Fractional-order sliding mode control based guidance law with impact angle constraint," *Nonlinear Dynamics*, vol. 106, no. 1, pp. 425-444, 2021.

[۱۱] C. Wang, W. Dong, J. Wang, and J. Shan, "Nonlinear suboptimal guidance law with impact angle constraint: An SDRE-based approach," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 56, no. 6, pp. 4831-4840, 2020.

[۱۲] D. Zhou, C. Mu, and T. Shen, "Robust guidance law with L_2 gain performance," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 44, no. 144, pp. 82-88, 2001.

[۱۳] A. Saleem and A. Ratnoo, "Lyapunov-based guidance law for impact time control and simultaneous arrival," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, no. 1, pp. 164-173, 2016.

به دلیل استفاده از فیلتر در قانون هدایت پیشنهادی، نتایج شبیه‌سازی عددی نشان می‌دهد که با رویکرد ارائه شده، زاویه سمت شناور (شکل ۴) از مقدار اولیه 0.5 رادیان به مقدار ثابت -0.12322 رادیان (اندکی متفاوت با مقدار محاسبه شده $\varphi_M = -0.0960$ با رابطه (۱۲)) می‌رسد. همچنین با رویکرد پیشنهادی، زاویه خط دید (شکل ۳) از مقدار اولیه 0.1 رادیان به مقدار 0.0482 رادیان تغییر یافته است. بنابراین در مقایسه با رویکردهای مشابه، روش هدایت پیشنهادی ساده بوده و در شبیه‌سازی دارای عملکرد قابل قبولی است.

۵- نتیجه‌گیری

با توجه روابط ریاضی حاکم بر بحث و به‌کارگیری روابط مثلثاتی، یک الگوریتم مبتنی بر زاویه خط دید جهت استفاده در سیستم‌های هدایت پیشنهاد گردید. مشاهده شد که برخلاف قاعده‌های موجود، قانون پیشنهادی به یک رابطه جبری منجر می‌گردد. اگر چه منطق ارائه شده در مقاله، ذاتا مستقل از نرخ زاویه خط دید بود اما صفر شدن تغییرات زاویه خط دید با کمک چنین روالی، به صورت لحظه‌ای رخ می‌دهد. از این روی، در مقایسه با رویه‌های موجود، رویکرد مطرح شده دارای نقاط قوت و قابلیت‌های مفیدی است. به همین منظور، قانون هدایت مستخرج در مساله هدایت شناور سطحی ارزیابی گردید. با انجام شبیه‌سازی عددی، مزیت روش هدایت در مقایسه با شیوه‌های دیگر نشان داده شد.

منابع

[۱] V. Ghaffari and P. Karimaghvae, "Performance and Stability Investigation of a line of sight based Guidance System in the Presence of Measurement Noise," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 11, no. 1, pp. 31-40, 2018.

[۲] S. Talole, A. Ghosh, and S. Phadke, "Proportional navigation guidance using predictive and time delay control," *Control Engineering Practice*, vol. 14, no. 12, pp. 1445-1453, 2006.

[۳] D. Zhou and B. Xu, "Adaptive dynamic surface guidance law with input saturation constraint and autopilot dynamics," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 39, no. 5, pp. 1155-1162, 2016.

- Robust Model Predictive Control to Obtain Optimal LOS for Flying Vehicle," *Tabriz Journal of Electrical Engineering* vol. 48, no. 4, pp. 1645-1652, 2019.
- [۲۳] V. Ghaffari, "Model predictive guidance law design in a two-dimensional guidance problem in presence of Input constraint," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 8, no. 2, pp. 169-178, 2020.
- [۲۴] L. Lin and J. J. Zhu, "Line-of-sight pure pursuit guidance stability analysis and design guideline for car-like autonomous ground vehicles," in *Dynamic Systems and Control Conference*, 2019.
- [۲۵] R. Rout and B. Subudhi, "Design of line-of-sight guidance law and a constrained optimal controller for an autonomous underwater vehicle," *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs*, vol. 68, no. 1, pp. 416-420, 2020.
- [۲۶] N. Gu, D. Wang, Z. Peng, J. Wang, and Q.-L. Han, "Advances in Line-of-Sight Guidance for Path Following of Autonomous Marine Vehicles: An Overview," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2022, doi: 10.1109/TSMC.2022.3162862.
- [۲۷] Z. Qian, W. Lyu, Y. Dai, and J. Xu, "A Consensus-Based Model Predictive Control with Optimized Line-of-Sight Guidance for Formation Trajectory Tracking of Autonomous Underwater Vehicles," *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 106, no. 1, pp. 1-13, 2022.
- [۲۸] M. Zhang and J. Ma, "Adaptive fixed-time cooperative intercept guidance law with line-of-sight angle constraint," in *International Conference on Mechatronics and Automation*, 2019.
- [۲۹] G. M. Siouris, *Missile guidance and control systems*. Springer Science & Business Media, 2004.
- [۳۰] D. Zhou, S. Sun, and K. L. Teo, "Guidance laws with finite time convergence," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 32, no. 6, pp. 1838-1846, 2009.
- [۳۱] G. Li, M. Xin, and C. Miao, "Finite-time input-to-state stability guidance law," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 10, pp. 2199-2213, 2018.
- [۳۲] T. Binazadeh, M. H. Shafiei, and E. Bazregarzadeh, "New approach in guidance law design based on finite-time partial stability theorem," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, no. 1, pp. 1-7, 2015.
- [۳۳] V. Behnam Gol, I. Mohammad Zaman, A. Vali, and N. A. Ghahramani, "Guidance law design using finite time second order sliding mode control," *Journal of Control*, vol. 5, no. 3, pp. 36-44, 2011.
- [۳۴] S. Xiong, W. Wang, X. Liu, S. Wang, and Z. Chen, "Guidance law against maneuvering targets with intercept angle constraint," *ISA transactions*, vol. 53, no. 4, pp. 1332-1342, 2014.
- [۳۵] s. khankalantary, m. hajizadeh, heidari, azem, and h. mohammadkhani, "Impact Time Guidance Law against Maneuvering Targets Using Sliding Mode Control," *Amirkabir Journal of Mechanical Engineering*, vol. 53, no. 2, pp. 913-922, 2021.
- [۳۶] C. Wang, X. Ding, J. Wang, and J. Shan, "A robust three-dimensional cooperative guidance law against maneuvering target," *Journal of the Franklin Institute*, vol. 357, no. 10, pp. 5735-5752, 2020.
- [۳۷] Y. Ji, D. Lin, W. Wang, S. Hu, and P. Pei, "Three-dimensional terminal angle constrained robust guidance law with autopilot lag consideration," *Aerospace Science and Technology*, vol. 86, pp. 160-176, 2019.
- [۳۸] S. Ebadollahi, M. Madani, and M. Golestani, "Guidance Law based on LMI-based

الگوی نگارش مقاله در دوفصلنامه «مهندسی شناورهای تندرو»

نام و نام خانوادگی نویسنده

Author@Email، سازمان متبوع نویسنده،

چکیده:

چکیده حداکثر شامل ۳۰۰ کلمه در یک یا دو پاراگراف بوده با قلم BNazanin-11- Bold برای نوشتار فارسی و با قلم Times New Roman-10- Bold برای لغات انگلیسی و به صورت تکستونی آورده شود.

واژه‌های کلیدی:

مجازاشده با ویرگول، با قلم BNazanin-11 برای نوشتار فارسی و با قلم Times New Roman-10 برای لغات انگلیسی.

۱- مقدمه

۲۷mm

عنوان فارسی مقاله بایستی با قلم B Triffic-18- Bold بوده و از دو خط تجاوز نکرده و نام نویسندگان مقاله با قلم B Nazanin-12- Bold و رتبه علمی آنها با قلم B Nazanin-10 فارسی و Times New Roman-9 لاتین به ترتیب در زیر عنوان مقاله آورده شود. بقیه تیترهای اصلی بایستی با قلم B Nazanin-12- Bold و تیترهای فرعی (زیربخش‌ها) با قلم B Nazanin-11- Bold متن مقاله، با قلم BNazanin-12 و قلم Times New Roman-11 برای لغات انگلیسی، با نرم‌افزار Word 2003 یا Word 2007 تحت ویندوز XP و با فواصل بین خطوط به صورت (Single) نوشته شود. عنوان بخش‌ها باید با قلم BNazanin-12- Bold و شماره‌گذاری شده با شروع از ۱ و با تورفتگی از ابتدای خط و فضای سفید ۶ نقطه با بخش بالایی نوشته شود.

۲- فرمت مقاله

مقالات باید در اندازه صفحه A4 چاپ شده باشند. مقاله بایستی بین ۱۰ تا ۱۵ صفحه دوستونی بوده و شکل‌ها و جدول‌های آن داخل متن آورده شود. این تعداد صفحات با در نظر گرفتن تمامی شکل‌ها، جدول‌ها و مراجع مقاله می‌باشد. هر مقاله باید به صورت‌های Word PDF تهیه و ارسال شود.

۳- حاشیه‌ها

حاشیه بالا و چپ ۲/۵ سانتی‌متر و حاشیه راست و پایین ۲/۷ سانتی‌متر باشد. این حاشیه برای تمام صفحات شامل صفحه اول نیز اعمال می‌گردد. متن باید در دو ستون با عرض هر کدام ۷/۴ سانتی‌متر و با فاصله بین دو ستون ۱/۰ سانتی‌متر تنظیم شود. تورفتگی پاراگراف‌های بعدی ۰/۵ سانتی‌متر است.

۴- جدول‌ها و شکل‌ها (نمودارها و عکس‌ها)

هر جدول یا شکل باید دارای شماره، عنوان و توضیح بوده و با قلم BNazanin-12 نوشته شود. عنوان جداول به صورت وسط‌چین در بالای جدول و عنوان شکل‌ها به صورت وسط‌چین در زیر شکل نوشته شود. ذکر واحد کمیت‌ها در جدول و شکل الزامی است. در متن مقاله باید به همه جدول‌ها یا شکل‌ها ارجاع داده شود. در صورتی که ناچار به استفاده از شکل‌های بزرگ‌تر از یک ستون هستید شکل را در بالا یا پایین صفحه مورد نظر قرار دهید. شکل‌ها و جدول‌ها نباید پیش از اولین اشاره به آنها در متن مقاله ظاهر شوند. هیچ‌گاه عناوین را به عنوان قسمتی از شکل به صورت تصویری ذخیره نکنید. همچنین، اطراف عنوان‌ها، شکل‌ها و جدول‌ها از کادر اضافی استفاده نکنید.

۵- فرمول‌ها و معادلات

معادلات باید به ترتیب از ابتدا تا انتها شماره‌گذاری شوند. شماره معادلات باید در انتهای سمت راست هر ستون و در امتداد خط حاوی معادلات در پرانتز قید شود. تمام متغیرها، پارامترها و نمادهای یک عبارت ریاضی باید

۲۵mm

۱۰mm

[2] Family, F., and Family, J., Principles of solar engineering, Hemisphere-McGraw Hill. 1978.

[3] Family, R. R., Family, M. X., and Family, M. J., "Fundamental studies of transition-metal sulfide catalytic materials," In *Advances in Catalysis*, Vol. 40, edited by D. D., Eley, H., Pines, and W. O., Haag, Burlington, Mass, Academic press. 1994.

[۴] سیف محمدسعید، سالاری محمود، تیموری مهدی، «کاهش مقاومت در شناورهای تندرو با استفاده از جدایش جریان به کمک پله‌های عرضی»، اولین همایش ملی هیدرودینامیک کاربردی، تهران، دانشگاه علم و صنعت، ۱۳۸۹.

[5] Family, C. H., Family, B. X., and Family, X. F., "Experimental investigation on boiling of nano-particle suspension," Boiling Heat Transfer Conference, Jamaica, 2003.

[6] <http://www.website.com>

توضیح داده شوند. کلمات و یا عبارت لاتین (غیر از اختصارات) فقط می‌تواند در زیرنویس ظاهر شود.

۶- سیستم واحدها

سیستم واحد قابل قبول، سیستم بین‌المللی (SI) بوده و در مواقع ضروری معادل آن در سیستم واحدهای دیگر در داخل پرانتز به کار رود.

۷- نتایج

این بخش شامل ارائه نتایج تحقیق و مباحث مربوط به آنها می‌باشد.

۸- نتیجه‌گیری و جمع‌بندی

جمع‌بندی نتایج حاصل از تحقیق در این بخش ذکر شود.

۹- تشکر و قدردانی (در صورت لزوم)

در صورت لزوم نویسندگان می‌توانند مراتب تشکر و قدردانی خود را از حامیان تحقیق در این قسمت درج کنند.

۱۰- فهرست علائم (در صورت لزوم)

محل فهرست علائم قبل از مراجع است. ابتدا علائم انگلیسی به ترتیب الفبا و سپس علائم یونانی به ترتیب الفبا تایپ شود.

مساحت، $A \quad m^2$

چگالی، $\rho \quad kg/m^3$

۱۱- مراجع

منابع اشاره‌شده در متن باید توسط شماره‌هائی مانند [۱] در داخل کروشه نشان داده شوند. بدیهی است مشخصات کامل مقاله در بخش مراجع با ذکر همان شماره آورده می‌شود. ترتیب قرار گرفتن مقالات در بخش مراجع همانند ترتیب رجوع به آن مقالات در متن مقاله می‌باشد. به جز مراجع نامبرده شده در متن، مرجع دیگری در بخش مراجع نوشته نشود. نحوه نوشتن عنوان مراجع بر حسب اینکه مقاله مجله [۱]، کتاب [۲]، مطلبی متعلق به کتابی که توسط افراد مختلف نوشته شده باشد [۳] یا مقاله کنفرانس [۴،۵] باشد، به ترتیب زیر خواهد بود:

[1] Family, M. M., and Family, J. G., "The concepts of energy, environment, and cost for process design," *International Journal of Green Energy*, Vol. 1, pp. 137-151, 2004.