

انتخاب داکت مناسب جهت اختفا پرنده از دید رادار حرارتی

امیر عندهلیب^۱، حسین مهدوی مقدم^۲

۱ کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران
۲ استادیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، mahdavy@kntu.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۳۹۶/۰۸/۰۶

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۷/۰۴/۳۰

چکیده

در این مطالعه، داکت‌هایی جهت کاهش اثر فروسرخ دنباله^۱ پرنده طراحی شده است. خنک‌کاری دنباله داغ پرنده منجر به کاهش دید راداری و در نتیجه اختفای پرنده شده است. خروجی بیضی شکل داکت‌ها منجر به کشیدگی جریان در راستای بال‌های پرنده و خنک‌کاری دنباله شده است. شبیه‌سازی بوسیله نرم‌افزار انسیس فلونت ۲۰۱۵، استفاده از مدل اغتشاشی k-ε نرمالیزه اصلاح شده و ۱۲ میلیون مش، انجام شده است. طبق نتایج، برد رهگیری رادار حرارتی برای شناسایی داکت‌ها با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ نسبت به برد رهگیری داکت دایروی کاهش یافته است. این کاهش به ترتیب به میزان ۱۴، ۱۹، ۲۸ و ۳۴ درصد است. در این حین، تراست داکت با نسبت منظری ۶/۵ حدود ۵ درصد و داکت با نسبت منظری ۸/۵ حدود ۱۰ درصد کاهش می‌یابد. در انتها، طبق نتایج و مقایسه کاهش برد راداری و تراست جریان‌ها، داکت با نسبت منظری ۶/۵ به عنوان داکت بهینه انتخاب شده است. داکت انتخاب شده برد راداری را ۲۸ درصد کاهش داده است.

واژگان کلیدی

داکت، اثر فروسرخ، رادار حرارتی، دنباله، درخشندگی.

۱. مقدمه

خنک‌کاری جریان داغ دنباله پرنده می‌باشد. جریان با دماهای پایین‌تر موجب کاهش برد رهگیری و در نتیجه اختفا پرنده می‌شود.

چان و همکاران یک کریدور پروازی برای یک پرنده بدون سرنشین را در نظر گرفت. او داکت‌هایی با خروجی مستطیل شکل و داکت معمولی در ارتفاع‌های ۲۰۰۰۰، ۳۰۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ فوت و سرعت کنار گذر ۰/۴، ۰/۵، ۰/۶ ماخ را در نظر گرفت (۲۰۱۱) [۱].

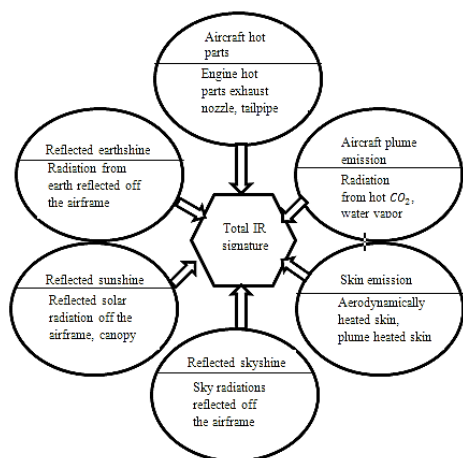
یکی از پارامترهای اساسی در طراحی یک پرنده جنگی بحث رادارگریزی حرارتی می‌باشد. طراحی داکت در خروجی موتور توربوپن پرنده به عنوان یکی از اقدامات مهم جهت اختفای حرارتی می‌باشد. در این روش داکت با تغییر مقطع پروفیل خود می‌تواند موجب گستردگی جریان داغ شده و در نتیجه موجب خنک‌کاری سریع آن شود. هدف از طراحی داکت‌ها رسیدن به

۲. مکانیزم و حل مساله

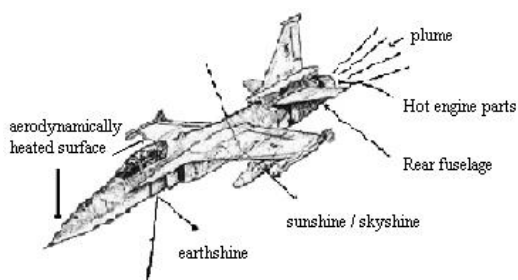
تشنش حرارتی ساطع شده از دنباله یک پرنده شامل بخش‌های مختلفی است. تبدیل تشنش به سیگنال‌های قابل مطالعه، توسط رادارهای حرارتی انجام می‌شود. تبدیل سیگنال‌های تشنش به سیگنال‌های قابل تشخیص رادار حرارتی توسط معادله پلانک انجام می‌گیرد. از طرفی معادلات انتقال حرارت از دیواره داکت در این بخش آورده شده است. لازم به ذکر است که گذردهی سیگنال حرارتی توسط اتمسفر در شرایط مختلف درگیر تغییراتی است، که به آن پرداخته شده است.

۲-۱. تشنش فروسرخ^۵

تشنشات موجود در آسمان را می‌توان بر اساس منابع تولید کننده آن دسته‌بندی و در شکل ۱ نشان داد. طبق بررسی‌ها، سطوح داغ پرنده، بدنه پرنده، میزان بخار آب و دی اکسید کربن موجود در دنباله دارای تاثیر بیش‌تر و درخشندگی‌های بازتاب شده از آسمان دارای تاثیر کم‌تر در رهگیری پرنده است. شکل ۲ تابش و بازتاب تشنش از بخش‌های مختلف پرنده را نشان می‌دهد [۹].



شکل ۱. آثار تشنش موجود در آسمان و پرنده [۹]



شکل ۲. آثار فروسرخ بر بدنه پرنده [۹]

یانگ با یک داکت طراحی شده و خروجی بیضی شکل، شبیه‌سازی خود را انجام داد. او نتایج خود را در قالب نمودارهای درخشندگی^۲ و تغییر زاویه دید افق و ارتفاع برای داکت خود و داکت معمولی مقایسه کرد (۲۰۱۲) [۲]. کیم در ارتفاع‌های ۲۰۰۰۰، ۳۰۰۰۰ و ۴۰۰۰۰ فوت و طول موج‌های ۳-۵ و ۸-۱۲ میکرومتر، متوسط و ماکزیمم میزان درخشندگی دنباله داکت پرنده بدون سرنشین X-45C را نشان داد (۲۰۱۳) [۳]. کانگ داکت‌هایی با خروجی بیضی شکل و نسبت منظری ۲، ۶، ۸ و ۱۰ طراحی نمود. او درخشندگی دنباله آن‌ها را با داکت دایروی (معمولی) مقایسه نمود (۲۰۱۳) [۴]. بونچان گو جهت مقایسه طیف درخشندگی داکت‌ها جریان سیال شامل ۰/۵ کسر مولی^۳ بخار آب و ۰/۵ کسر مولی گاز نیتروژن و در جایی ۰/۵ کسر مولی کربن دی اکسید و ۰/۵ کسر مولی گاز نیتروژن را به عنوان دنباله پرنده شبیه‌سازی نمود (۲۰۱۴) [۵]. کانگ داکت‌هایی با پروفیل S شکل و خروجی با نسبت منظری‌های ۲، ۶، ۱۰ را طراحی و سیال با کسر مولی‌های ۰/۱۳ کسر مولی بخار آب، ۰/۱۳ کسر مولی کربن دی اکسید و ۰/۷۴ کسر مولی گاز نیتروژن را به عنوان مخلوط محصولات احتراقی درون داکت به عنوان ورودی در نظر گرفت. او نتایج درخشندگی همه داکت‌ها را در نمودارهای راداری و طیفی نمایش داد (۲۰۱۴) [۶]. کی چو با در نظرگیری معادله واکنش سوختن در چند کسر مولی میزان درخشندگی نسبت به طول موج سیگنال را بوسیله کد هیترا^۴ بدست آورد. او در چند شرایط مرزی شبیه‌سازی خود را انجام داد (۲۰۱۶) [۷]. کانگ داکت‌هایی با خروجی بیضی شکل با نسبت منظری ۲، ۶ و ۱۰ و S شکل در طول را طراحی نمود. او با در نظر گرفتن سیالی با اجزاء ۰/۱۳ کسر مولی بخار آب، ۰/۱۳ کسر مولی کربن دی اکسید و ۰/۷۴ کسر مولی گاز نیتروژن نتایج درخشندگی و میزان تراست تولیدی توسط داکت‌های بدست آمده را در جدولی نمایش داد (۲۰۱۶) [۸].

در این مقاله داکت‌هایی با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ طراحی شده است. پس از آن داکت‌ها در نرم افزار گمیت مش بندی و در نرم افزار انسیس فلونت تحلیل شده‌اند. توزیع دمای دنباله خروجی از داکت‌ها مقایسه و از طریق محاسبات به درخشندگی تبدیل شده‌اند. در نهایت کاهش برد راداری و افت تراست ایجاد شده برای هر داکت محاسبه شده است.

مربوط به یک ناحیه به طول موج گسیل شده سیگنال آن تبدیل شده است. بقیه پارامترهای معادله مربوط به امواج الکترومغناطیس و ویژگی‌های آن‌ها است.

$$E = \frac{2hc^3}{\lambda^5} \frac{1}{e^{hc/\lambda kT}} \quad (4)$$

E: درخشندگی ساطع شده از منبع حرارتی

h: ثابت هولتزمن

c: سرعت امواج الکترومغناطیس (مانند سیگنال فرسوخ)

k: ثابت پلانک

λ : طول موج سیگنال فرسوخ

T: دمای منبع فرسوخ به کلونین

به وسیله معادله (4) شدت انرژی گسیل شده از یک ماده در طول موج و دمای درخشندگی مشخص قابل محاسبه است. طیف فرسوخ، طول موج‌های ۱۰۰۰-۰/۷۷ میکرومتر را پوشش می‌دهد. این طیف بین طول موج‌های قابل مشاهده (رنگ قرمز) و میکرو موج‌ها قرار می‌گیرد. اساساً دو محدوده سیگنال با طول موج‌های ۵-۳ و ۱۲-۸ میکرومتر جهت رهگیری فرسوخ استفاده می‌شود [۹]. در این دو طیف گازهای دی‌اکسید کربن و بخار آب هم در جذب و هم در پراکندگی امواج فرسوخ دخالت دارند. گذردهی سیگنال حرارتی توسط جو (اتمسفیر) پارامتری مهم در رهگیری حرارتی توسط آشکارسازها به حساب می‌آید. گذر امواج فرسوخ از میان جو در ارتفاع‌های کم با آب و هوای ابری خیلی ضعیف انجام می‌شود. در ارتفاع‌های بالاتر، جایی که غلظت بخار آب و دی‌اکسید کربن کم‌تر است، گذر امواج فرسوخ بهتر انجام می‌شود. طیف سیگنال ۵-۳ میکرومتر مربوط به درجه حرارت 450°C بوده و نقاط داغ را نشان می‌دهد. محدوده ۱۲-۸ میکرومتر مربوط به درجه حرارت پایین‌تر یعنی 17°C می‌باشد، که برای انتشار سطوح بزرگتر با دماهای پایین‌تر کاربرد دارد [۹].

شدت تشعشع فرسوخ ساطع شده از یک پرنده در تمام جهات یکنواخت نیست. این امر ناشی از ناهمسانگرد بودن محیط انتشار امواج فرسوخ اطراف پرنده است. بین دیدهای از جلو، کنار و عقب نسبت به پرنده، دید از عقب به بدنه داغ و دنباله پرنده به عنوان منبع عمده انتشار تشعشع فرسوخ بررسی شده است. دنباله پرنده موجب رهگیری موشک زمین به هوای هدایت شونده فرسوخ و قفل شدن آن از فاصله ۴-۶ کیلومتری می‌شود. دلیل این امر وجود قسمت‌های داغ موتور با دمای حدود ۶۰۰-۷۰۰ درجه سانتیگراد است. شدت فرسوخ پرنده با موتور جت در زوایای

۲-۲. آشکارسازهای حرارتی^۶

برای تشخیص نوع منبع حرارتی در آسمان و متمایز ساختن سیگنال آن از آشکارسازها استفاده می‌شود. در سال‌های اخیر، پیشرفت قابل توجهی در زمینه تکنولوژی آشکارساز فرسوخ انجام گرفته است. در آشکارسازهای موشک هدایت حرارتی از عناصر گالیوم آرسنیک/آلومینیم گالیوم آرسنیک^۷ و از عناصر جیوه کادمیوم تلوراید^۸ خنک استفاده می‌شود [۹]. این آشکارسازها در طول موج میانی ۳-۵ میکرومتر و طول موج بلند ۸-۱۲ میکرومتر، دارای عملکرد حساس‌تری نسبت به آشکارسازهای قدیمی با محدوده عملکرد طول موج ۱/۹-۲/۹ میکرومتر می‌باشد. این آشکارسازها در گستره بیشتری از طیف فرکانسی قابلیت قفل شدن^۹ بر روی پرنده، در همه زوایای دید را دارند. چنین سیستم‌هایی به طور ذاتی در مقابل اقدام متقابل^{۱۰} (رادار گریزی پرنده)، ایمن هستند. آشکارسازهای جدید بر پایه تکنولوژی آشکارسازهای فرسوخ کوانتومی^{۱۱} استوار هستند. آنها از سیستم‌های حرارتی-تصویری چند رنگی^{۱۲} استفاده می‌کنند که در سازوکار آشکارسازهای نقشه‌های فضایی استفاده می‌شود. چنین آشکارسازهایی می‌توانند موشک‌های هدایت فرسوخ را رهگیری و کنترل کنند [۹].

۳-۲. معادلات حاکم

از ترکیب معادلات ریلی و فانو برای حل جریان و حل انتقال حرارت دیواره داکت استفاده شده است. در معادله (۱) تغییرات سرعت نسبت به تغییر دمای سکون جریان و اصطکاک آن نشان داده شده است. در این رابطه فرض بر آنست که انتقال حرارت از دیواره انجام می‌شود و دیواره داکت دارای اصطکاک می‌باشد. سیال عامل به صورت تراکم‌پذیر در نظر گرفته شده است. معادله (۲) و (۳) تغییرات دما و فشار سیال نسبت به تغییرات سرعت و مساحت را نشان می‌دهد [۱۰].

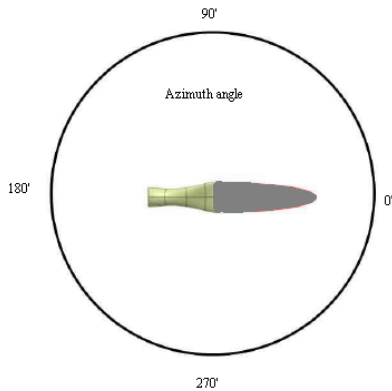
$$\frac{dM}{dx} = \frac{M(1+\frac{\gamma+1}{2}M^2)}{(1-M^2)} \left[\gamma M^2 \frac{f}{D} + \right. \quad (1)$$

$$\left. \frac{(1+\gamma M^2)}{2T_0} \frac{dT_0}{dx} - \gamma M^2 \frac{1}{A} \frac{dA}{dx} \right]$$

$$\frac{T(x)}{T(0)} = \frac{T_0(x) 1 + \frac{\gamma-1}{2} (M(0))^2}{T_0(0) 1 + \frac{\gamma-1}{2} (M(x))^2} \quad (2)$$

$$\frac{P(x)}{P(0)} = \frac{A(0) M(0)}{A(x) M(x)} \sqrt{\frac{T(x)}{T(0)}} \quad (3)$$

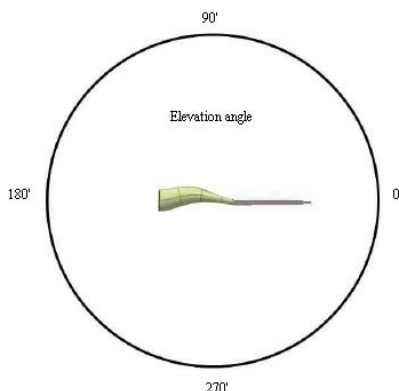
جهت تبدیل تشعشع حرارتی به شدت درخشندگی^{۱۳} از معادله پلانک (۴) استفاده شده است [۹]. با استفاده از معادله (۴) دمای



شکل ۵. زاویه افقی از دید رادار به دنباله پرنده [۲].

ناظر در شکل ۵ نسبت به منبع حرارتی در یک صفحه افقی و در ارتفاع ثابت با پرنده قرار می‌گیرد. تغییر زاویه با حرکت افقی در همان صفحه اتفاق می‌افتد. میزان درخشندگی با تغییر زاویه افقی و تغییر میزان مساحت دنباله قابل مشاهده و دمای آن محدوده می‌تواند منحصر به فرد باشد.

در شکل ۶ ناظر (رادار حرارتی) در راستای عمودی با هدف خود قرار گرفته است. ناظر با حرکت در راستای عمودی و تغییر ارتفاع زاویه دید را نسبت به هدف تغییر می‌دهد. همچنین میزان درخشندگی با تغییر زاویه دید به هدف تغییر می‌کند.



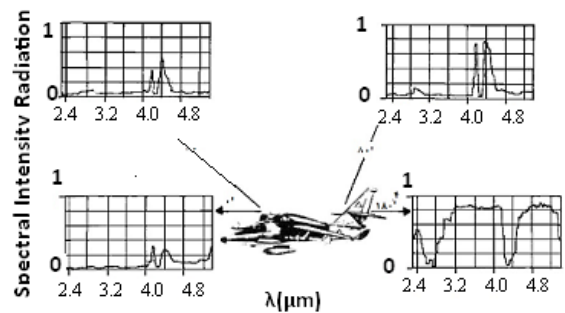
شکل ۶. زاویه ارتفاع از دید رادار به دنباله پرنده [۲]

معادله‌ای جهت محاسبه برد آشکارسازی پرنده با سطح مقطع راداری^{۱۸} مشخص معرفی شده است. سطح مقطع راداری و میزان برد رهگیری رادار حرارتی (R_i) در دو موقعیت طبق معادله (۶) رابطه‌ای برقرار است. نسبت سطح مقطع راداری پرنده هدف در دید رادار فروسرخ با نسبت نویز رادار، توان رادار، مجذور طول موج سیگنال، مساحت مینا و برد رادار معادله (۶) را ایجاد می‌کند.

$$(RCS_1/RCS_2) = (R_1 P_2 A_2 \lambda_1^2 N_1 / R_2 P_1 A_1 \lambda_2^2 N_2)^4 \quad (6)$$

R_i : برد رادار در موقعیت i ام

دید متفاوت در شکل ۳ آورده شده است [۹]. به طور کلی، یک پرنده با موتور جت دارای شدت تشعشع فروسرخ در محدوده ۱۰۰-۱۰۰۰ وات بر استرادیان^{۱۴} می‌باشد. طبق معادله (۵) استرادیان در واقع واحد معرفی زاویه جامد^{۱۵} است [۹]. زاویه جامد با علامت Ω نشان داده می‌شود. طبق شکل ۴ مساحت A ، سطح در دید آشکارساز و شعاع R ، فاصله سطح مورد نظر از منبع حرارتی است.



شکل ۳. طیف شدت درخشندگی پرنده در زوایای مختلف [۹]



شکل ۴. زاویه جامد [۹]

$$\Omega = \frac{A}{R^2} \quad (5)$$

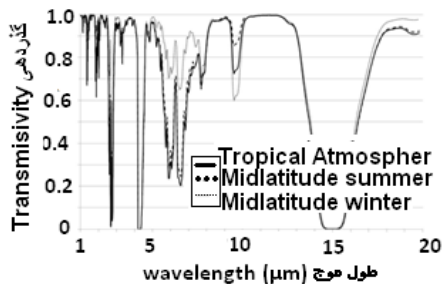
دید رادار شامل دو بخش است:

دید از کنار (زاویه افقی^{۱۶})

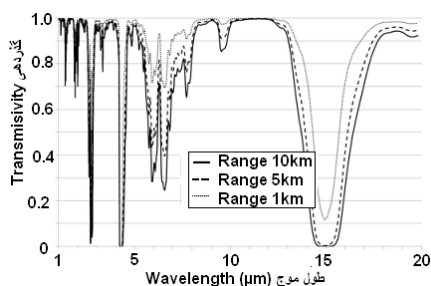
دید از پایین (زاویه ارتفاع^{۱۷})

بنابر تعریف این زوایا در شکل ۵ و ۶ آورده شده است [۲]. ناظر (رادار حرارتی) می‌تواند نسبت به پرنده در موقعیت‌های مختلفی قرار بگیرد.

دریافت می‌کند. به عبارت دیگر چگالی بالای کربن دی‌اکسید و بخار آب در جو در محدوده سطح زمین، موجب جذب بیشتر سیگنال می‌شود [۶].

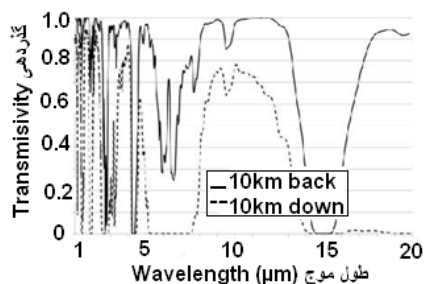


شکل ۸. گذردهی در آب و هوای متفاوت [۶]



شکل ۹. گذردهی در فواصل مختلف [۶]

طبق شکل ۸ و ۹ جذب امواج در هر موقعیت و هر فصلی دارای شرایط مخصوص به خود است. محدوده گذردهی بهتر در طول موج‌های ۳-۵ میکرومتر رخ می‌دهد. گذردهی در دماهای بالا (طول موج‌های کم) معادل طول موج‌های ۳-۵ میکرومتر بیشترین اهمیت را دارد. این محدوده دقیقاً همان محدوده‌ای است که بخار آب و کربن دی‌اکسید حرارت جذب کرده را با حداکثر نسبت بازتاب می‌دهند. این از خاصیت جو است که گذردهی آن در محدوده طول موج ۳-۵ میکرومتر حائز اهمیت شود. این اهمیت زمانی معنی پیدا می‌کند که بخشی از محصولات احتراقی دنباله پرنده از جنس بخار آب و کربن دی‌اکسید است.



شکل ۱۰. گذردهی فاصله ۱۰ کیلومتری پشت و پایین [۶]

P_i : توان رادار در موقعیت i ام

A_i : مساحتی از کره که برای محاسبات راداری استفاده شده

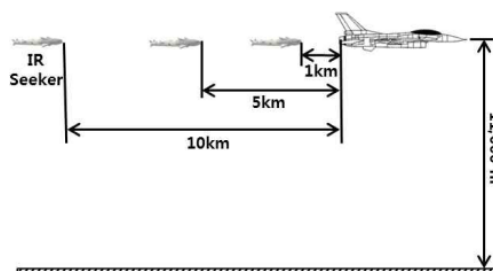
N_i : نویز راداری در موقعیت i ام

RCS_i : سطح مقطع راداری در موقعیت i ام

در معادله (۶) مشخص شده است که اگر سطح مقطع راداری پرنده ۵۰ درصد کاهش یابد، برد رادار حرارتی جهت رهگیری پرنده به میزان ۱۶ درصد کاهش می‌یابد [۱۱].

۲-۴. گذردهی اتمسفر^{۱۹} در شرایط مختلف

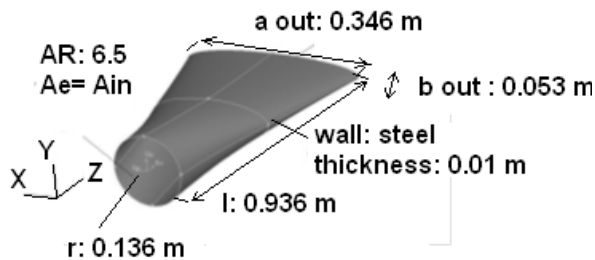
گذردهی به این معنی است که درخشندگی یک سیگنال حرارتی از منبع خود تا ناظر (رادار حرارتی) با عبور از جو به چه میزان کاهش می‌یابد. کد لائورن^{۲۰} یکی از کدهای نرم افزاری است که گذردهی اتمسفر در فواصل و فصل‌های مختلف سال را محاسبه می‌کند. شکل ۷ توصیف رهگیری حرارتی در فواصل مختلف از پرنده را به صورت شماتیک نشان می‌دهد [۶]. بنابر شکل ۸ و شکل ۹ تغییر گذردهی اتمسفر با تغییر فصل‌های مختلف سال و فواصل مختلف ناظر نشان داده شده است.



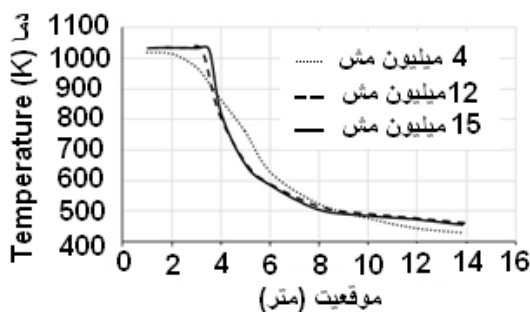
شکل ۷. شماتیک رهگیری حرارتی پرنده [۶]

در محدوده ۷/۵-۵/۵ میکرومتر شدت سیگنال در فصل تابستان کمتر از فصل زمستان است. بخار آب اتمسفر، در فصل تابستان بیش‌تر است. همچنین در سیگنال ۷/۵-۵/۵ جذب توسط بخار آب رخ می‌دهد. به این دلیل جذب سیگنال در تابستان بیشتر از زمستان است. در فاصله طولانی‌تر گذردهی سیگنال کمتر و به عبارتی جذب بیش‌تر است. دلیل چنین اتفاقی، گذر سیگنال حرارتی از میان تعداد مولکول‌های بیش‌تر هوا و جذب بیش‌تر شدت سیگنال ساطع شده از پرنده می‌باشد. شکل ۱۰ میزان گذردهی سیگنال حرارتی از ۱۰ کیلومتر اتمسفر، در راستای افق و عمودی را نشان می‌دهد. اگر آشکارساز در فاصله ۱۰ کیلومتری پایین پرنده قرار بگیرد، شدت کم‌تری از سیگنال را نسبت به افق

داکت‌ها، با مقایسه چند مدل انتخاب شده است. طبق شکل ۱۲ و مقایسه نتایج توزیع دما در تعداد مش ۴، ۱۲ و ۱۵ میلیون، تعداد مش ۱۲ میلیون انتخاب شده است.



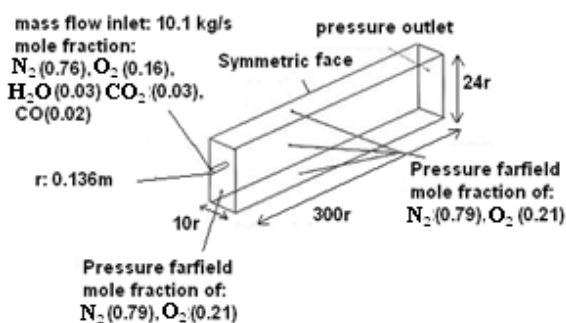
شکل ۱۱. نمونه داکت با نسبت منظری خروجی ۸/۵



شکل ۱۲. استقلال از مش

۲-۷. صحت‌سنجی

صحت‌سنجی با مقایسه نتایج شبیه‌سازی و تجربی، با تقریب خوبی انجام گرفته است. شرایط مرزی مربوط به صحت‌گذاری در شکل ۱۳ آورده شده است. سرعت جریان کنار گذر ۰/۸۵ ماخ در نظر گرفته شده است. دبی جریان ورودی به داکت‌ها، ۱۰/۱ کیلوگرم بر ثانیه است. جدول ۲ مشخصات داکت صحت‌سنجی را نشان می‌دهد.



شکل ۱۳. صحت‌سنجی و شرایط مرزی مساله

با توجه به شکل‌های ۸-۱۰ جذب سیگنال‌های حرارتی در طول موج‌های ۵-۸ میکرومتر توسط جو در برخی نقاط به ۷۰ درصد می‌رسد. در بخشی از محدوده طول موج سیگنال ۳-۵ میکرومتر گذردهی سیگنال به ۱۰۰٪ می‌رسد. به عبارتی هر کجا توان گذردهی سیگنال تشعشعی بالا باشد، سیگنال از جو عبور نموده و می‌تواند به ناظر (رادار حرارتی) در فاصله‌ای از منبع حرارتی برسد.

۲-۵. شبیه‌سازی عددی

شبیه‌سازی مساله توسط نرم‌افزار انسیس فلونت ۲۰۱۵ انجام شده است. مدل حل اغتشاشی k-ε در روند حل استفاده شده است. مش‌بندی میدان حل توسط نرم‌افزار گمبیت انجام گرفته است. نتایج شبیه‌سازی جهت درک بهتر عملکرد داکت و مقایسه دنباله داکت‌ها آورده شده است. نمودارهای درخشندگی دنباله و تعیین برد رهگیری راداری در انتها آورده شده است.

۲-۶. هندسه مساله و نحوه مش‌بندی

ابعاد هندسی داکت‌ها در جدول ۱ نشان داده شده است. همچنین یک نمونه پروفیل هندسی داکت‌های طراحی شده در شکل ۱۱ آورده شده است. ابعاد داکت جهت نصب بر روی موتور توربوفن پرنده بدون سرنشین انتخاب شده است. جهت ساده‌سازی مساحت مقاطع داکت‌ها در طول آن ثابت در نظر گرفته شده است. داکت‌ها دارای ورودی دایروی و خروجی بیضوی شکل هستند. ضخامت دیواره داکت ۱۰ میلی‌متر است. این اندازه در واقعیت می‌تواند بسیار کمتر در نظر گرفته شود. جنس دیواره نوعی فولاد ضدزنگ انتخاب شده است.

جدول ۱. مشخصات هندسی داکت‌های طراحی شده

AR	AR	AR	AR	AR	AR
L	3L/4	L/2	L/4	in	AR
۱	۱	۱	۱	۱	۱
۲/۵	۲	۱/۵	۱/۲	۱	۲/۵
۴/۵	۳/۴	۲/۳	۱/۳	۱	۴/۵
۶/۵	۴/۵	۳	۱/۵	۱	۶/۵
۸/۵	۶	۳/۵	۱/۶۲	۱	۸/۵

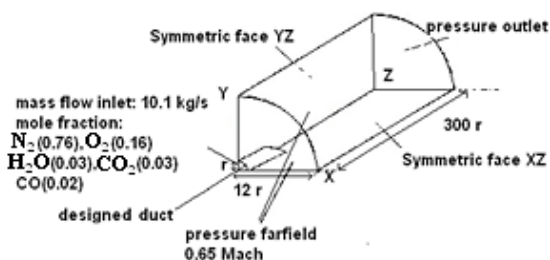
مش میدان حل توسط نرم‌افزار گمبیت ایجاد شده است. مش میدان از نوع کوپر با فائده مثلث و کناره مستطیل شکل می‌باشد. تعداد مش در نظر گرفته شده برای حل میدان و جریان درون

جدول ۴. مشخصات اجزاء جریان کنار گذر

اجزاء	کسر مولی اجزاء
گاز نیتروژن (N ₂)	۰/۷۹
اکسیژن (O ₂)	۰/۲۱

ورودی داکت‌ها مانند نمونه صحت‌سنجی شده در نظر گرفته شده است. شکل ۱۵ دو صفحه تقارن^{۳۳} شرایط مرزی و ابعاد میدان را نشان می‌دهد. ابعاد دامنه حل، استوانه‌ای با شعاع ۱/۵ متر و طول ۲۰ متر می‌باشد. طول ۲۰ متر استاندارد جهت بررسی دنباله پرند و محاسبه رهگیری راداری می‌باشد [۱۱].

مدل اغتشاشی مورد استفاده در حل نرم‌افزاری مدل $k-\epsilon$ RNG می‌باشد. چرخش احتمالی جریان در این مدل با صرف هزینه کمتر مدل می‌شود. به دلیل چند جزیی بودن جریان و اهمیت تاثیر بویانسی اجزاء بر پراکندگی جریان، دارا بودن ترم بویانسی در مدل توربولانسی اهمیت پیدا می‌کند. انتقال حرارت از دیواره داکت و وجود سرعت نسبتا بالا درون و بیرون داکت از عوامل انتخاب این مدل است.



شکل ۱۵. شرایط مرزی داکت‌های طراحی شده

۲-۹. نتایج شبیه‌سازی

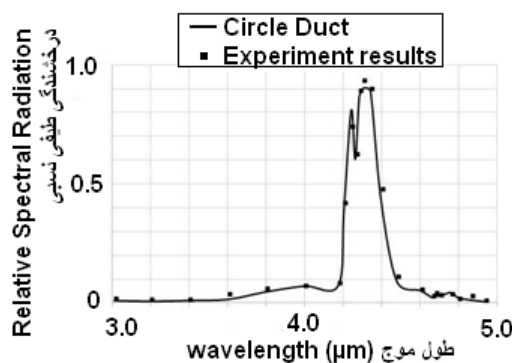
پس از حل داکت‌های طراحی شده در نرم افزار کانتورهای توزیع دما در پشت داکت (دنباله) و همچنین کسر مولی محصول احتراقی- برای نمونه بخار آب آورده شده است. شکل ۱۶ و ۱۷ مقایسه توزیع کسر مولی برای داکت‌های معمولی و نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ در دید از پایین را نشان می‌دهد.

در این کانتورها محور Z راستای طول داکت و دنباله آن را نشان می‌دهد. صفر مختصات این محور ورودی داکت است. پس از ۱ (۰/۹۳۶) متر جریان دنباله داکت آغاز می‌شود. به دلیل کشیدگی داکت‌های طراحی شده در راستای محور X، جریان دنباله در راستای X، گسترده شده است. جریان دنباله خروجی از

جدول ۲. مشخصات داکت صحت‌سنجی

مورد	مقدار
مساحت ورودی (cm ²)	۵۹۰/۱۴
مساحت خروجی (cm ²)	۲۷۸/۴
طول (cm)	۹۳/۶
شعاع ورودی (cm)	۱۳/۶
شعاع خروجی (cm)	۹/۴

صحت‌سنجی در قالب نمودار درخشندگی داکت شبیه‌سازی و نتایج آزمایشگاهی در شکل ۱۴ آورده شده است. گستره طول موج ۳-۵ میکرومتر محدوده قابل قبول جهت بررسی صحت نمودار درخشندگی دنباله داکت دایروی در نظر گرفته شده است.



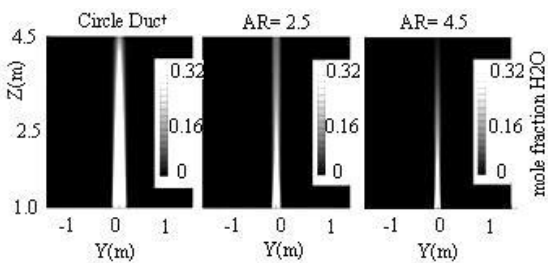
شکل ۱۴. صحت سنجی درخشندگی طیفی نسبی [۲]

۲-۸. شرایط مرزی شبیه‌سازی

اجزاء سیال عامل ورودی به داکت به کمک نرم افزار طراحی داکت^{۳۱} به صورت کسر مولی اجزاء محصول احتراق بدست آمده و در جدول ۳ آورده شده است. اجزاء جریان کنارگذر داکت در جدول ۴ آورده شده است.

جدول ۳. مشخصات اجزاء محصول احتراق

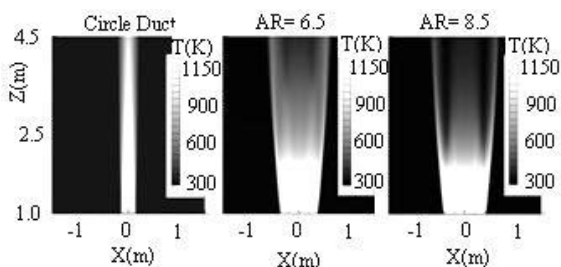
جزء	کسر مولی اجزاء
گاز نیتروژن (N ₂)	۰/۷۶
اکسیژن (O ₂)	۰/۱۶
بخار آب (H ₂ O)	۰/۰۳
کربن دی‌اکسید (CO ₂)	۰/۰۳
کربن مونواکسید (CO)	۰/۰۲



شکل ۲۰. مقایسه توزیع کسر مولی داکت با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و دایروی (YZ)

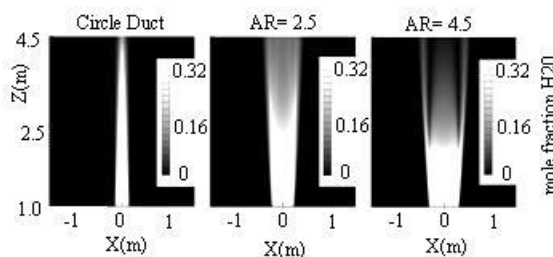
با دقت در میزان پیشروی و توزیع دمای سیال عامل در محیط پشت داکت، خنک کاری جریان دنباله توسط داکت طراحی نشان داده شده است. در داکت با نسبت منطری ۶/۵ و ۸/۵ این خنک کاری به حداکثر میزان خود رسیده است. در دید از کنار نتایج بهتری برای خنک کاری جریان دنباله بوجود آمده است. جریان در صفحه YZ فشرده می‌شود. فشردگی جریان در محاسبه میزان درخشندگی دنباله نقش خود را نشان می‌دهد. شکل ۲۰ و ۲۱ کانتور کسر مولی دنباله داکت‌های طراحی شده را نشان می‌دهد.

طبق شکل ۲۰ در داکت‌ها با نسبت منطری ۲/۵ و ۴/۵، میزان کسر مولی در دید از کنار کاهش یافته است. این کاهش در مقابل دید از پایین شدت بیشتری دارد. طبق شکل ۲۱ داکت‌ها با نسبت منطری ۶/۵، ۸/۵ و دایروی در توزیع کسر مولی مقایسه شده است. میزان پیشروی در نسبت‌های منطری ذکر شده دارای کمترین مقدار افزایش محصول احتراق در پشت داکت می‌باشند. کانتورهای توزیع دمای دنباله ایجاد شده پشت داکت‌ها، مربوط به دید از کنار در شکل ۲۲ و ۲۳ نشان داده شده است. با توجه به میزان مساحت کمتر دنباله در دید از کنار، میزان درخشندگی ایجاد شده کمتر از میزان درخشندگی در دید از پایین است.

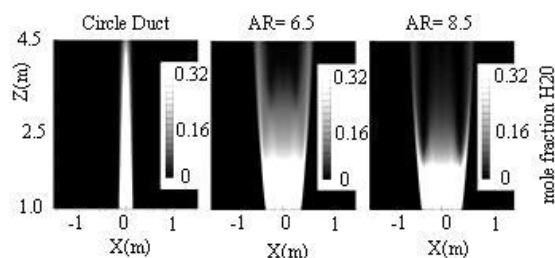


شکل ۱۹. مقایسه توزیع دما داکت با نسبت منطری ۶/۵، ۸/۵ و دایروی (XZ)

داکت دچار اختلاط سریع با جریان کنار گذر می‌شود. محصول احتراقی در دنباله داکت با نسبت منطری بالاتر، پیشروی کمتری در فضای پشت داکت دارد. در شکل ۱۶ کسر مولی دنباله داکت با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و ۱ (داکت دایروی) مقایسه شده است. طبق آن مقدار کسر مولی جزء احتراقی با افزایش نسبت منطری داکت‌ها کاهش یافته است. طبق شکل ۱۷ داکت‌ها با نسبت منطری‌های بیش‌تر یعنی ۶/۵ و ۸/۵، موجب گستردگی بیش‌تر دنباله و کاهش پیشروی آن شده است.

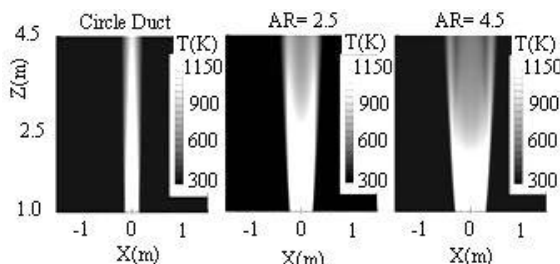


شکل ۱۶. مقایسه توزیع کسر مولی داکت با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و دایروی (XZ)



شکل ۱۷. مقایسه توزیع کسر مولی داکت با نسبت منطری ۶/۵، ۸/۵ و دایروی (XZ)

جهت درک توزیع دما و مقایسه نتایج به دست آمده شکل ۱۸ و ۱۹ در راستای دید از پایین آورده شده است. توزیع دمای دنباله مناطق داغ خارج شده از داکت، تا ۳/۵ متر بعد از داکت نشان داده شده است.



شکل ۱۸. مقایسه توزیع دما داکت با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و دایروی (XZ)

از کانتورهای بدست آمده برای محاسبه میزان درخشندگی دنباله خروجی از داکت‌ها استفاده شده است. در محدوده‌ای مشخص -در اینجا ۴/۵ متر پس از ورودی داکت- مساحت اشغال شده توسط محصول احتراقی بررسی شده است. دمای ساطع شده در محدوده پشت داکت بررسی و محاسبه شده است. با در نظرگیری اطلاعات بدست آمده از کانتورهای شکل ۱۶ تا ۲۳، نمودارهای درخشندگی ساطع شده از دنباله، به کمک معادله (۴) بدست آمده است.

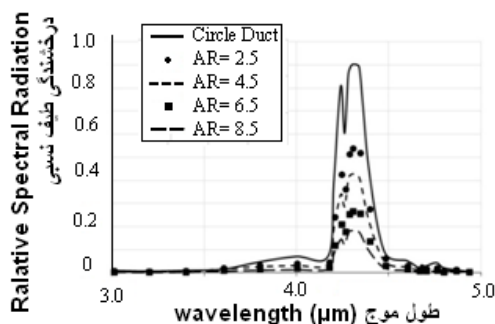
۲-۱۰. نمودارهای درخشندگی

جهت محاسبه مقادیر نمودارهای درخشندگی از معادله پلانک استفاده شده است. نتیجه این محاسبات در قالب نمودار طیف درخشندگی و راداری نشان داده شده است. نمودار طیف درخشندگی که بر حسب طول موج گسیل شده از محصول احتراقی است. نمودار راداری بر حسب زاویه چرخش ناظر نسبت به منبع حرارتی بدست آمده است.

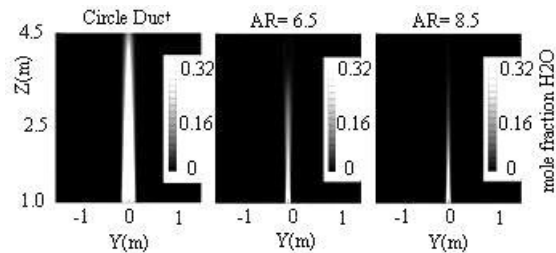
ابتدا نمودار طیفی مربوط به درخشندگی دنباله داکت‌ها نسبت به طول موج سیگنال گسیل شده در شکل‌های ۲۴ و ۲۵ رسم شده است. محدوده سیگنال ۳-۵ میکرومتر در نظر گرفته شده است. بخار آب در بازه مشخص شده سیگنال اثر تابشی دارد. این نمودار وابسته به جنس منبع حرارتی می‌باشد [۲]. در شکل ۲۴ نمودار طیفی برای دید از پایین و در شکل ۲۵ نمودار طیفی دنباله برای دید از کنار، نشان داده شده است.

درخشندگی در داکت‌ها با افزایش نسبت منطری خروجی داکت و تغییر پروفیل آن، کاهش می‌یابد. این کاهش در داکت‌ها با نسبت منطری بیش‌تر، محسوس‌تر می‌باشد.

درخشندگی در زاویه دید از کنار بنا بر ویژگی‌های کانتورهای دمایی و کسر مولی آن میزان کمتری نسبت به دید از پایین دارد.

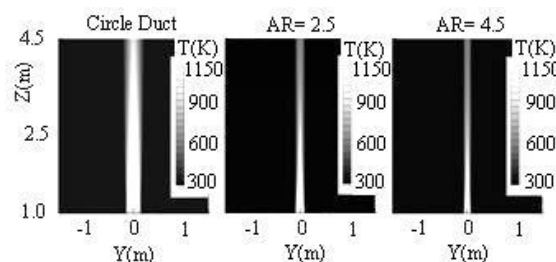


شکل ۲۴. نمودار درخشندگی طیفی نسبی در دید از پایین



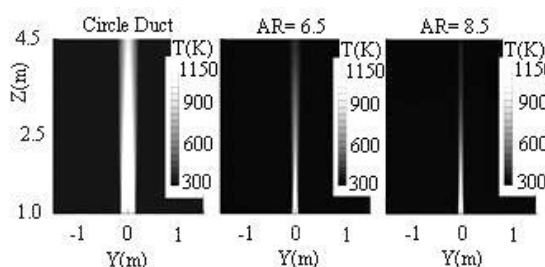
شکل ۲۱. مقایسه توزیع کسر مولی داکت با نسبت منطری ۶/۵، ۸/۵ و دایروی (YZ)

شکل ۲۲ میزان توزیع دما دنباله داکت‌ها با نسبت منطری ۱، ۲/۵ و ۴/۵ را نشان می‌دهد. این توزیع نسبت به دید از پایین مقادیر کم‌تری را نشان می‌دهد. نتایج توزیع دما و پیشروی کسر مولی دنباله جهت محاسبه نقطه ماکزیمم اختلافی پرنده حائز اهمیت است. در دید از کنار اثر خنک‌کاری ایجاد شده بر روی جریان بسیار موثرتر حس شده است.

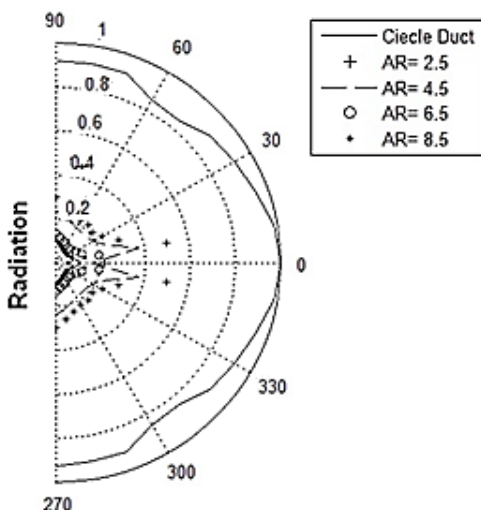


شکل ۲۲. مقایسه توزیع دما داکت با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و دایروی (YZ)

دو داکت با نسبت منطری بیش‌تر خنک‌کاری قابل توجهی برای جریان دنباله بوجود آورده‌اند. در شکل ۲۳ توزیع دما داکت‌های با نسبت منطری ۶/۵ و ۸/۵ نشان داده شده است.



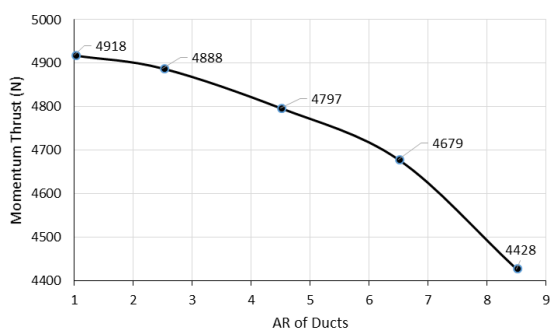
شکل ۲۳. مقایسه توزیع دما داکت با نسبت منطری ۶/۵، ۸/۵ و دایروی (YZ)



شکل ۲۷. نمودار راداری درخشندگی برای زوایای افق مختلف

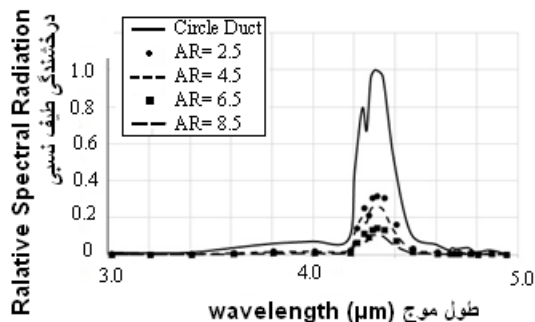
۲-۱۱. افت تراست

عاملی جهت محدود نمودن انتخاب داکت، تراست ایجاد شده و البته افت آن، نسبت به داکت معمولی است. در شکل ۲۸ نموداری برای افت نسبی تراست داکت‌های طراحی شده آورده شده است.



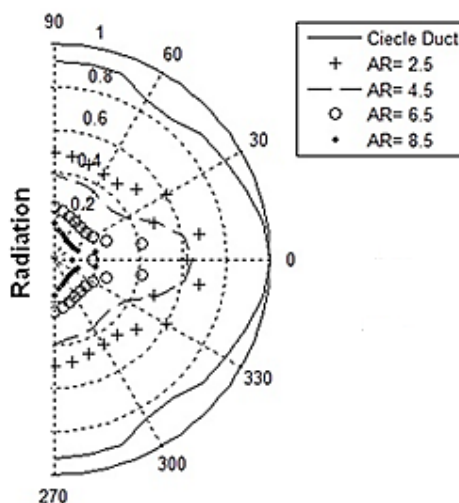
شکل ۲۸. نمودار مقایسه تراست مومنتوم جریان داکت‌های طراحی شده

در شکل ۲۸ صرفاً تراست مومنتوم محاسبه شده است. در این تراست تغییر متوسط سرعت نقش اصلی را بازی می‌کند. افت انرژی جریان در داکت‌های طراحی شده امری بدیهی است. اصطکاک و جدایی دیواره در داکت‌ها با افزایش نسبت منطری خروجی آنها، افزایش می‌یابد. اثر لایه مرزی جریان درون داکت بر روی سرعت متوسط جریان خروجی مشاهده می‌شود. در داکت‌ها با نسبت منطری و کشیدگی بیشتر، لایه مرزی بر سرعت متوسط جریان تاثیر بیشتری می‌گذارد. در داکت‌های با نسبت منطری ۲/۵، ۴/۵ و ۶/۵ افت تراست کمتر از ۵ درصد است. اما داکت با نسبت منطری ۸/۵ دارای افت تراست نزدیک به ۱۰ درصد است.



شکل ۲۵. نمودار درخشندگی طیفی نسبی در دید کنار

در شکل‌های ۲۶ و ۲۷، نمودارهای درخشندگی نسبی در زاویه ارتفاع و افق متفاوت، نشان داده شده است. با تغییر ارتفاع و افق پرنده نسبت به ناظر، میزان آشکارسازی درخشندگی دنباله داکت‌ها تغییر نموده است. در شکل‌های ۲۶ و ۲۷ نمودارهای راداری شامل تغییرات آشکارسازی درخشندگی و تغییر زاویه ارتفاع و افق پرنده نشان داده شده است.



شکل ۲۶. نمودار راداری درخشندگی برای زوایای ارتفاع مختلف

طبق نمودار راداری شکل ۲۶ هر زاویه از دید ناظر (رادار حرارتی) دارای درخشندگی خاصی است. درخشندگی دریافت شده از پرنده علاوه بر میزان دمای دنباله، به طول موج سیگنال و مساحت دید آن زاویه بستگی دارد. این نمودار نسبت به زاویه صفر متقارن است. زاویه صفر نگاه مستقیم از پشت به دنباله است. با توجه به میزان افت قابل قبول در میزان درخشندگی، انتخاب داکت‌ها با نسبت منطری بالا، هدف مقاله محسوب می‌شود.

قرار دهد (دید کنار) ایمنی آن در مقابل رهگیری حرارتی بسیار بالا خواهد بود.

۳. نتیجه گیری

داکت‌هایی با ورودی دایروی و خروجی بیضوی شکل جهت خنک کاری جریان خروجی از موتور پرنده طراحی شده است. این داکت‌ها به وسیله پراکنده ساختن جریان و تماس بیشتر آن با جریان کنار گذر پرنده موجب خنک کاری جریان داغ دنباله موتور می‌شود. خنک کاری و کاهش دمای دنباله پرنده در یک راستا قرار گرفته است. نتایج نشان می‌دهد درخشندگی ساطع شده از دنباله داکت‌های طراحی شده نسبت به داکت دایروی کاهش یافته است. در دید از پایین، دنباله داکت‌های طراحی شده با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ به ترتیب موجب کاهش درخشندگی ۴۶، ۵۷، ۷۳ و ۸۱ درصد نسبت به داکت دایروی می‌باشد. در دید از کنار، دنباله داکت‌های طراحی شده با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ به ترتیب موجب کاهش درخشندگی ۶۸، ۷۴، ۸۵ و ۸۹ درصد نسبت به داکت دایروی شده است. از طرفی تراست مومنتوم پرنده در داکت با نسبت منظری ۸/۵ به شدت کاهش یافته و در داکت با نسبت منظری ۶/۵ در محدوده قابل قبول قرار گرفته است. افت تراست در داکت‌ها با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵ و ۶/۵ کم‌تر از ۵ درصد و برای داکت با نسبت منظری ۸/۵ حدود ۱۰ درصد می‌باشد. در داکت با نسبت منظری ۶/۵ در دید از پایین حدود ۲۸ درصد برد رهگیری حرارتی رادار نسبت به پرنده کاهش یافته است. در دید از کنار برای این داکت، ۳۸ درصد برد رهگیری حرارتی رادار نسبت به پرنده کاهش یافته است. با توجه به موارد ذکر شده داکت با نسبت منظری ۶/۵ به عنوان داکت بهینه معرفی شده است.

در نتیجه با توجه به نتایج بدست آمده و بررسی‌های انجام شده داکت با نسبت منظری ۶/۵ در اولویت انتخاب قرار گرفته است. با استفاده از اطلاعات شکل‌های ۲۴ تا ۲۷ توسط معادله (۶) درصد کاهش برد رهگیری رادار حرارتی محاسبه و در جدول ۵ آورده شده است.

در جدول ۵ مشخص شده است که پرنده مجهز به داکت با نسبت منظری ۲/۵، ۴/۵، ۶/۵ و ۸/۵ به چه میزان باید به آشکارساز حرارتی نزدیک شود تا قابل رهگیری باشد. برای بررسی کاهش برد راداری برای دید از کنار، جدول ۶ آورده شده است.

جدول ۵. کاهش برد رهگیری پرنده توسط رادار حرارتی در دید صفحه

XZ	
داکت	کاهش برد راداری (%)
AR= ۲/۵	۱۴
AR= ۴/۵	۱۹
AR= ۶/۵	۲۸
AR= ۸/۵	۳۴

جدول ۶. کاهش برد رهگیری پرنده توسط رادار حرارتی نسبت به دید

صفحه YZ	
داکت	کاهش برد راداری (%)
AR= ۲/۵	۲۴/۷
AR= ۴/۵	۲۸
AR= ۶/۵	۳۷/۷
AR= ۸/۵	۴۳

در جدول ۶ ایمنی بیشتر پرواز نسبت به رهگیری رادار حرارتی مشاهده می‌شود. اگر پرنده بال‌های خود را در راستای دید رادار

۴. مأخذ

- [1] S. Chun, Computational Investigation Of Nozzle Flowfields At Various Flight Conditions, korea society of computational fluids engineering, vol. 16, no. 3, pp. 15-21, 2011 .
- [2] A. Sungyong, A Study on the Effect of Engine Nozzle Configuration, Journal of korean society for aeronautical and space sciences, vol 40, issue 8, pp 688-694 , 2012 .
- [3] J. Kim, Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 41, no. 3, pp. 185-193, 2013 .
- [4] D. W. Kang, Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 41, no. 10, pp. 779-787, 2013 .

- [5] B. Gu, Spectral Infrared Signature Analysis of the Aircraft Exhaust Plume, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, no. 8, pp. 640-647, 2014 .
- [6] D. W. Kang, Investigation of Aircraft Plume IR Signature for Various Nozzle Configurations and Atmospheric Conditions, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 42, no. 1, pp. 10-19, 2014 .
- [7] P. K. Cho, "Infrared Signature Analysis of the Aircraft Exhaust Plume with Radiation Database, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, vol. 44, no. 7, pp. 568-575, 2016 .
- [8] C. H. An, Analysis of Plume Infrared Signatures of S-Shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle, Gyeongsang National University, 2016 .
- [9] S. P. Mahulikar, Infrared signature studies of aerospace vehicles, ELSEVIER, vol. 43, pp. 218-245, 2007 .
- [10] enick Bar–Meir, Fundamentals of Compressible Fluid Mechanics, pp. 175-223, 2008 .
- [11] Fahs, Alen E, Radar Cross Section Lectures, Calhoun, pp 39-47 1982.

پی نوشت

-
- 1 . Plume
 - 2 . Radiation
 - 3 . Mole Fraction
 - 4 . HITRAN
 - 5 . IR
 - 6 . IR detectors
 - 7 . GaAs/ AlGaAs
 - 8 . HgCdTe
 - 9 . Lock

 - 11 . Quantum Well IR Photo detectors (QWIP)

 - 12 . Multi-color thermal imaging systems
 - 13 . Intensity radiation

 - 15 . Solid angle
 - 16 . Azimuth angle
 - 17 . Elevation angle
 - 18 . Radar Cross Section (RCS)
 - 19 . Atmosphere Transmissivity
 - 20 . Lawtran 7
 - 21 . RPA (Program for simulation of nozzle combustion flows)
 - 22 . Symmetry faces

۱۰ . پرتاب اجسام داغ به پشت و اطراف پرنده برای منحرف ساختن رادار حرارتی

۱۴ . استرادیان: مساحتی (A) از کره به مجذور شعاع (R) بر روی کره با شعاع R