

بررسی بخش‌های اصلی مسیر پرواز و محدودیت‌های اعمالی در سازگاری موتور و بدنه هواپیما

عبدالله اسداللهی قهیه^۱

محمد امین اینانلو^۲

دانشگاه آزاد اسلامی، واحد علوم و تحقیقات، دانشکده مهندسی مکانیک و هوافضا، گروه مهندسی هوافضا

چکیده

با توجه به اینکه در طراحی پایه ای هواپیما پیش از ساخت مدل و انجام آزمایشهایی که منجر به پرداخت هزینه های گزاف می گردد، اطمینان از سازگاری و تعامل بین موتور و بدنه ضروری می باشد. هدف از این مطالعه بررسی بخش‌های اصلی مسیر پرواز و محدودیت‌های اعمالی در سازگاری بدنه هواپیما و موتور می باشد. روش انجام این مطالعات به صورت تحلیلی بوده، بطوریکه عوامل اثرگذار در بخش های اصلی مسیر پرواز مانند بخش برخاست و نشست و بخش‌های شتاب‌گیری، اوج‌گیری، کاهش سرعت (فرود) و بخش کروز بررسی و نتایجی مانند کاهش طول برخاست، کاهش سطح نویز و غیره ارائه شده است.
واژه های کلیدی: برخاست، نشست، کروز، موتور، بال.

Evaluation of Flight Path Main Sections and Imposed Restrictions on the Compatibility of Aircraft Engine and Frame

A. Asadollahi-Ghohyeh

M.A. Inanloo

Mechanical and Aerospace Eng. Dep't, Science and Research Branch, Islamic Azad Univ., Tehran, Iran

ABSTRACT

It is of great significance to assure the compatibility between aircraft engine and frame within the basic design and prior to model fabrication and costly experiments. The main purpose of this research was the evaluation of flight path main sections and imposed restrictions in the compatibility of engine and frame. Results show methods to decrease take-off run, noise level, etc., identified through an analytical approach.

Keywords: take off, landing, aircraft engine, wing.

۱- استادیار: Ghohyeh@yahoo.com

۲- دانشجوی کارشناسی ارشد(نویسنده پاسخگو): I_Amin_M@yahoo.com

۱- مقدمه

برای ملاحظه تأثیر تعامل آن در زمان تخمین کلی عملکرد، بحث و بررسی شده است. پارامترهای جدید عملکردی نظیر پسای داخلی و توان همسان جهت رسیدن به تعاملات فوق معرفی شده است و این پارامترها می‌توانند برای ایجاد یک راه نیمه تجربی جهت رسیدن به عملکرد بهینه نازل خروجی و بدنه مورد استفاده قرار گیرند [۲].

در سال ۱۹۷۹ میلر^۵ به مطالعه در زمینه طراحی نازل و یکپارچگی آن در نسل جدید موتور هواپیماهای جنگنده مافوق صوت پرداخت. چنین نازل‌هایی باید دارای عملکرد مناسب در پروازهای مافوق صوت یکنواخت، قدرت مانور بالا، استفاده از معکوس کننده‌های فشار برای جنگ، یکپارچگی مناسب بدنه و عملکرد با قدرت بالا به همراه افت قدرت کم باشند. برای این منظور، وزن خالص برخاست اندازه‌گیری شد و همچنین معکوس کننده‌های قدرت و خط سیر به روش اندازه‌گیری مسافت صعود و فرود ارزیابی گردید [۳].

در سال ۲۰۰۳ کریستوفر بر روی نویز حاصل از یکپارچگی بدنه و موتور جت مطالعاتی را انجام داد. در این تحقیق، او بر روی به دست آوردن یک درک بهتر از مکانیزم فیزیکی به وجود آورنده نویز حاصل از مجموع بدنه و موتور جت پرداخت و فقط تأثیر تعامل بدنه و موتور در نویز اغتشاشات در مقیاس کم از یک موتور، مورد مطالعه قرار گرفت. نتایج آزمایش نشان داد که نویز حاصل از جت نصب شده در زیر بال هواپیما از یک جت مشابه به تنهایی در یک محیط تجاوز می‌کند [۴].

۳- روش تحقیق

در این تحقیق بخش‌های اصلی مسیر پرواز که بسته به مأموریت هواپیما هر کدام از آنها می‌توانند جزء رژیم‌های اصلی پرواز محسوب شوند مورد بررسی قرار گرفته و با استفاده از روش تحلیلی، به مطالعه محدودیت‌های عملی در سازگاری هواپیما و موتور پرداخته شده است.

توسعه روش‌های طراحی هواپیما، پیچیدگی سیستم‌های هواپیما، بکارگیری روش‌های ریاضی مدرن و امروزی در فرآیند طراحی و پیدایش کامپیوترهای با راندمان بالا به ایجاد و استفاده وسیع از سیستم‌های طراحی اتوماتیک مبتنی بر روش‌های طراحی بهینه، کمک کردند. مشکلات و مسائل طراحی بهینه اجسام پرنده (از جمله با استفاده از سیستم طراحی اتوماتیک) در ۱۰ تا ۱۵ سال اخیر در منابع و مأخذ نویسندگان، انعکاس زیادی پیدا کرده‌اند. با این وجود، بررسی پارامترهای اثر گذار در آن که مسائل کلیدی در طراحی هواپیما است، به حد کافی تشریح نشده است. از آنجا که موضوع این تحقیق مربوط به بررسی بخش‌های اصلی مسیر پرواز و محدودیت‌های عملی در سازگاری موتور و بدنه هواپیما می‌باشد، به دلیل کاربردهای نظامی و غیرنظامی آن، گستردگی استفاده از آن و نیاز صنایع مختلف به این اطلاعات، تصمیم گرفته شد که اطلاعات کاملی در این زمینه جمع‌آوری و مورد بررسی قرار گیرد.

۲- پیشینه تحقیق

در سال ۱۹۶۸ ریچی^۱ و استاوا^۲ تأثیر ملزومات چند مأموریتی برای هواپیماهای استراتژیک و تاکتیکی را در تعامل طراحی ورودی و ورودی موتور مورد مطالعه قرار دادند. این مأموریت‌های ترکیبی ممکن است شامل پرواز مادون صوت در ارتفاعات بالا، پرواز در حد صوت در ارتفاعات پایین و پرواز مافوق صوت در ارتفاعات بالا شود. مشکلات خاص سازگاری بدنه و پیشران برای هواپیماهای چند مأموریتی می‌تواند منجر به انحرافات وسیع در تطابق جریان هوا بین شرایط پرواز در حد صوتی در ارتفاعات پایین و پرواز مافوق صوتی در ارتفاعات بالا شود [۱].

در همین سال، میگدال^۳ و ویلیام^۴ بر روی نیاز به دقت در یکپارچگی نازل خروجی بدنه و موتور در هواپیماهای مدرن سرعت بالا مطالعاتی را انجام داده‌اند و در آن، به عملکرد نازل خروجی و یکپارچگی نازل خروجی و بدنه و نیاز

¹ Richey

² Stava

³ Migdal

⁴ William

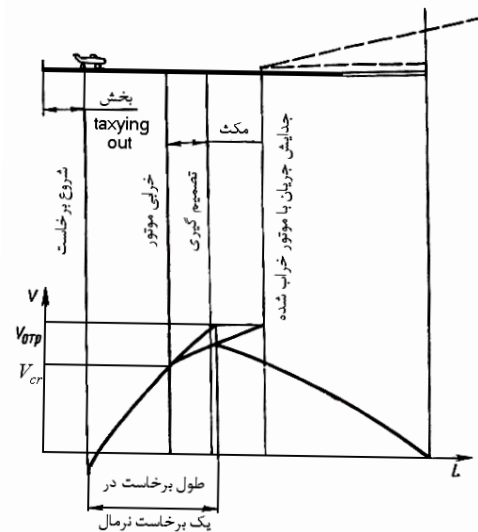
⁵ Miller

۴- بحث و نتایج

۴-۱- برخاست و نشست

۴-۱-۱ محاسبه طول مسافت برخاست منقطع و پیوسته و محاسبه طول مسافت نشست

یکی از دشوارترین بخش‌های مسیر پرواز هواپیما، طول قسمتی است که در آن هواپیما ضمن افزایش سرعت و شتاب‌گیری شروع به اوج‌گیری می‌نماید (شکل ۱).



شکل (۱): مراحل مختلف برخاست هواپیما.

معادله تقریبی که امکان می‌دهد طول مسیر برخاست را بسته به نسبت نیروی پیش‌رانش به وزن و بار ویژه بر روی بال هواپیما، محاسبه نماییم و با توجه به نیازمندی‌های فنی پرواز هواپیما که معمولاً پرواز در شرایط جوی نامناسب در نظر گرفته می‌شود اصلاحاتی در زمینه استاندارد نبودن جو و همچنین اصلاحاتی در زمینه تغییر نیروی رانش موتور به میزان افزایش سرعت انجام می‌دهیم. در شرایطی که در سطح زمین $\rho = \frac{1}{8}$ است، داریم [۵]:

$$L_{T.o} = \frac{8}{g C_{y0Tp}} \frac{\Delta H / C_T}{\frac{F_{c.y}}{p^F} \frac{G/s}{k_{vcp} k_{tp}} - f} \quad (1)$$

که در آن، $(\frac{F_{c.y}}{s})$ اندازه نسبی واحد تولید قدرت و $(\frac{G}{s})$ بار ویژه روی بال، $\frac{\Delta H}{C_T}$ انحراف دانسیته از

مقدار استاندارد، $k_{vcp} = \frac{P_{vcp}}{P_{v=0}}$ کاهش نیروی رانش

مربوط به سرعت حرکت هواپیما نسبت به نیروی رانش با

$V=0$ و $k_{tp} = \frac{P_H / C_T}{P_{McA}}$ تغییر نیروی رانش در دما و

فشار غیر استاندارد می‌باشند. معمولاً فرض می‌کنند که

$\frac{\Delta H}{C_T} = 0.9$ ، $k_{tp} = 0.185 - 0.9$. برای موتور توربوجت

با سیستم بای‌پس و پس‌سوز $k_{vcp} = 0.97$ و برای موتور

توربوجت با سیستم بای‌پس $k_{vcp} = 0.93 - 0.95$. ضریب

تصحیح مقاومت برای فرودگاه‌هایی با پوشش بتونی

راحتی می‌توان رابطه تعیین اندازه نسبی واحد تولید قدرت را

بدست آورد که تأمین کننده برخاست هواپیما با مقدار ثابت

بار ویژه بر روی بال می‌باشد:

$$\frac{F_{c.y}}{s} = \frac{G/s}{p^F k_{vcp} k_{tp}} \left(\frac{8 G/s}{g C_{y0Tp} \Delta H / C_T L_{T.o}} + f \right) \quad (2)$$

در صورت خرابی موتور در قسمت مسیر برخاست هواپیما، خلبان باید در خصوص ادامه پرواز با موتورهای روشن یا متوقف کردن آنها در قسمت مجاز مسیر تصمیم‌گیری کند.

تصمیم خلبان در خصوص ادامه یا قطع پرواز به نسبت

مقادیر سرعت در لحظه خراب شدن موتور و سرعت بحرانی

پرواز بستگی دارد، یعنی سرعتی که در آن، در شرایط خراب

شدن یکی از موتورها، هواپیما هم می‌تواند به حرکت ادامه

داده و برخاست نماید و این در صورتی است که به فاصله

برابر با $\frac{2}{3}$ ناحیه آزاد از انتهای مجاز مسیر برسد و ارتفاع

هم $107m$ باشد و هم می‌تواند پس از توقف در انتهای

مجاز مسیر به برخاست پایان دهد. برای محاسبه طول

مسافت نشست به هنگام فرود می‌توان فرمول تقریبی زیر را

به دست آورد که مشابه فرمول (۱) برای طول مسافت

برخاست می‌باشد [۵]:

افزایش نیروی رانش به نیروی وزن در شرایط برخاست با کمک افزایش درجه حرارت جلو توربین یا تزریق آب به درون موتور یا پس سوز کوتاه مدت وجود دارد، البته اگر موتور مجهز به محفظه احتراقی باشد که درصد متوسط پس سوز در آن در نظر گرفته شده باشد. در برخی موارد دیگر، مشکل دستیابی به نسبت لازم نیروی رانش به وزن هواپیما در شرایط برخاست با کمک بوسترهای استارت که بعد از برخاست از پرند می شود، قابل حل است.

بطوریکه از معادله (۱) بر می آید، با مقادیر مورد نظر

پارامترهای G/s و $F_{c.r}/s$ و نیروی رانش پیشانی در شرایط برخاست موتور، با استفاده از بال با نیروی برای بالا و از جمله بالی که شکل آن تغییر می کند، می توان طول برخاست را کاهش داد و این امکان را می دهد که مقادیر C_{yoTp} بالایی را به دست آورد و با مقادیر کم سرعت جدا شدن از زمین، عملیات برخاست را انجام داد. لازم است خاطر نشان کنیم که مشکلات مربوط به تأمین مشخصه های برخاست، قبل از هر چیز در شرایط ساخت هواپیماهای مافوق صوت ایجاد می شود.

بسیاری از روش های مربوط به افزایش نسبت نیروی رانش به وزن، نمی توانند استفاده شوند یا به صورت محدود در هواپیماهای سیویل^۱ استفاده می شوند که واحد تولید قدرت آنها باید مطابق با نیازمندی های معینی باشد که با محدودیت سطح نویز هواپیما در شرایط برخاست مرتبط است. میزان سطح نویزی که در هواپیما تولید می شود در سه نقطه کنترل می شود (شکل ۲). نقطه شماره (۱) روی خطی قرار دارد که ۶۵۰ متر از محور باند پرواز و فرود فاصله دارد و منطبق با نقطه ای است که در آن سطح نویز به حداکثر مقدار می رسد (بخش برخاست). نقطه شماره (۲) در مسیر برخاست هواپیما و در محور باند پرواز و فرود و با فاصله ۶/۵ کیلومتر از شروع برخاست قرار دارد (بخش اوج گیری). نقطه شماره (۳) در مسیر فرود و در محور باند برخاست و فرود و در فاصله ۲ کیلومتری از باند برخاست و فرود قرار دارد. مقدار سطح مجاز نویز در نقاط کنترل با استانداردهای مربوطه (استاندارد ای کا او) تعیین می شوند و به جرم هواپیما در شرایط برخاست بستگی دارد.

$$L_{La} = \frac{8k_{vnoc}^2}{gC_{y_{max}} \Delta H / C_T} \frac{G_{noc}/s}{f_{La} + P_{peB}^F \frac{F_{c.y}}{G_{noc}/s} k_{tp} + C_{xnap} \delta_{nap} H_{cp}} \quad (3)$$

که در آن، $k_{vnoc} = 0.194$ ضریب در بر گیرنده کاهش سرعت فرود نسبت به مقدار حداقل سرعت لازم برای پرواز افقی می باشد. f_{La} ضریب اصلاحی درگ در شرایط فرود است که برای محاسبه آن ممکن است از رابطه نیمه تجربی

$$k_{ae.p} f_{La} = \frac{1}{3k_{ae.p}} + \frac{2}{3} f_{Tp}$$

خواص آیرودینامیکی هواپیما با زاویه حمله ثابت گام است. $f_{Tp} = 0.115 - 0.130$ ضریب اصطکاک با در نظر گرفتن ترمز و متوقف شدن چرخ ها می باشد. P_{peB}^F نیروی رانش موتور، C_{xnap} مقدار متوسط ضریب درگ پراشوت ترمز در شرایط فرود، δ_{nap} و $q_{H.cp}$ مقدار میانگین هد فشار دینامیکی در شرایط فرود است.

۴-۱-۲- نیازمندی های مربوط به هواپیما در بخش های برخاست و فرود

بهبود مشخصه های برخاست هواپیما می تواند از چندین روش حاصل شود. یک روش انتخاب مناسب پارامترهای اندازه نسبی واحد تولید قدرت ($F_{c.y}/s$) و بار ویژه روی بال (G/s) می باشد که برای کاهش طول فرود یا باید اندازه نسبی واحد تولید قدرت را افزایش دهیم یا بار ویژه روی بال را با افزایش مساحت آن، کاهش دهیم و این در شرایطی که مقدار جرم برخاست هواپیما معین باشد، به دلیل افزایش جرم واحد تولید قدرت یا سازه، منجر به کاهش ذخیره نسبی سوخت می گردد.

روش دیگر شامل افزایش نیروی رانش برخاست در قسمت جلویی موتور P^F در شرایط ثابت بودن اندازه واحد تولید قدرت است که این روش نیز به دلیل تغییر پارامترهای فرآیند کاری موتور مثلاً نسبت کنار گذر نسبت به مقداری که در بخش کروز انتخاب شده است، منجر به بدتر شدن مشخصه های پرواز هواپیما می شود. در برخی موارد، امکان

^۱ Civil

این بخش همچون بخش برخاست در بسیاری از موارد می-تواند در انتخاب نسبت توان به وزن هواپیما و پارامترهای ایرفریم که مشخصه‌های دینامیکی هواپیما به آنها بستگی دارد خصوصا در هواپیماهای مافوق صوت که در ناحیه سرعت‌های مافوق صوت تأمین مشخصه‌های دینامیکی مورد نیاز هواپیما بسیار مشکل می‌باشد، می‌تواند عامل تعیین کننده باشد. روشن است که بسیاری از مشخصه‌ها در بخش شتاب‌گیری قبل از هر چیز به نسبت نیروی رانش مجموع واحد تولید قدرت و درگ کلی هواپیما بستگی دارد و همچنین برنامه شتاب‌گیری و اوج‌گیری، رابطه ارتفاع پرواز به سرعت یا عدد ماخ پرواز می‌باشد.

اکنون، هواپیمای مافوق صوتی را با ماخ ثابت و جابجایی مسیر در ارتفاع‌های مجاز پرواز را برای تعیین چگونگی تأثیر بر مازاد نیروی رانش در ارتفاع بیش از ۱۱ کیلومتر که در این ناحیه با عدد ماخ ثابت پرواز و تغییر ارتفاع، مقدار نیروی رانش اصلاح شده موتور $(\frac{P}{P_H})$ ثابت خواهد بود، مورد بررسی قرار می‌دهیم. در عین حال افزایش ارتفاع پرواز منجر به افزایش ضریب درگ جلویی به دلیل افزایش مقاومت القایی می‌شود. زیرا در اثر پرواز در شرایط دانسیته کم لازم است زاویه حمله را افزایش داد. این مسئله را از نظر تحلیلی می‌توان به صورت زیر بیان کرد:

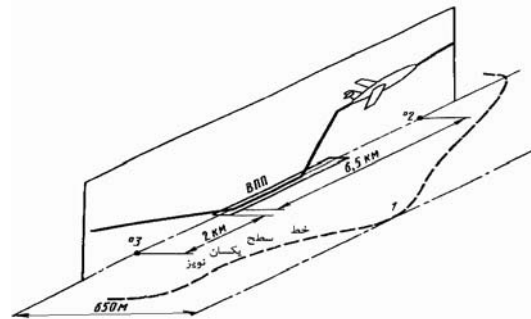
$$C_y = \frac{mg}{0.7M^2 P_H S_{kp}} \approx \frac{1}{P_H}, \quad (4)$$

$$C_x = C_{x\min} + A(C_y - C_y^*)^2 \approx \frac{X}{P_H}.$$

با ثابت بودن مقدار نیروی رانش اصلاح شده در بخش شتاب‌گیری و اوج‌گیری در ارتفاع بیشتر از ۱۱ کیلومتر،

مقدار ضریب درگ جلویی اصلاح شده $\frac{X}{P_H}$ به صورتی

تغییر می‌کند که با افزایش ارتفاع مازاد نیروی رانش کاهش یابد و با کاهش ارتفاع، مازاد نیروی رانش افزایش یابد و روشن است که مقدار حداقل ضریب درگ در ناحیه سرعت‌های نزدیک به صوت به شدت افزایش می‌یابد و مازاد



شکل (۲): طرح قرارگیری نقاط کنترل برای ثبت سطح نویز در شرایط برخاست و نشست هواپیما.

به این ترتیب یکی از روش‌های مؤثر کاهش سطح نویز در شرایط برخاست، استفاده از رژیم‌های پایین کار موتور می‌باشد و این با افزایش اندازه واحد تولید قدرت امکان پذیر می‌باشد. ولی این مسئله با افزایش جرم واحد تولید قدرت همراه می‌باشد و همچنین ممکن است منجر به این شود که در شرایط پرواز کروز، رژیم کار واحد تولید قدرت متفاوت از شرایط اپتیمم شود و در نتیجه برد پرواز هواپیما و راندمان فنی-اقتصادی کاهش یابد. همچنین افزایش مساحت بال با جرم ثابت برخاست هواپیما، امکان می‌دهد که برخاست را در رژیم‌های پایین کار موتور انجام دهیم و همچنین باعث افزایش ارتفاع پرواز هواپیما در بخش اوج‌گیری می‌شود و در نهایت منجر به کاهش سطح نویز در نقاط کنترل شده ولی باعث بدتر شدن برد پرواز می‌گردد.

به همین صورت، شرایط فرود هواپیما نیز نیازمندی‌های سختی برای مشخصه‌های هواپیما مطرح می‌سازد. آنالیز فرمول (۳) نشان می‌دهد که اقدامات مربوط به کاهش طول فرود بسیار شبیه اقداماتی است که برای بهبود مشخصه‌های برخاست انجام می‌شود و این همان استفاده از وسایلی با ضریب برآی بالا با هدف کاهش سرعت فرود هواپیما از طریق افزایش مقدار $C_{y\max}$ یا کاهش بار جداگانه بر روی $\frac{G}{S}$ می‌باشد و غیر از آن افزایش مقدار رانش معکوس و استفاده از پاراشوت ترمز به کاهش طول فرود کمک می‌کند.

۴-۲ نیازمندی‌های مربوط به هواپیما در بخش‌های شتاب-گیری، اوج‌گیری، کاهش سرعت (فرود)، ترمز کردن و ناحیه مجاز پرواز

ابتدا و پایان بخش مورد بررسی می‌باشد و مجموعه مقادیر

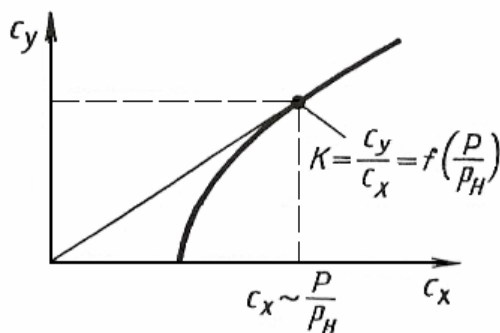
$$\frac{3.6kV}{C_{yD}} \text{ یک برد شرطی } L_{yc\lambda} \text{ می‌باشد.}$$

مقداری است که با مصرف نسبی و بر حسب کیلومتر سوخت تناسب معکوس دارد. از این فرمول، روابط بسیار ساده‌ای می‌توانند برای محاسبه برد در رژیم‌های پایدار کروز (ماخ ثابت) به دست آیند.

در ابتدا حالت ارتفاع بیشتر از ۱۱ کیلومتر را در نظر می‌گیریم که در این ارتفاعات، نیروی رانش موتور در رژیم مورد نظر کار آن، تنها به مقدار فشار اتمسفر P_H بستگی دارد و گذشته از این، با آن تناسب مستقیم دارد. بنابراین با

تغییر ارتفاع پرواز، مقدار نیروی رانش اصلاح شده $\frac{P}{P_H}$ همچون مقدار مصرف ویژه سوخت، ثابت باقی می‌ماند و منحنی قطبی هواپیما در ارتفاع پرواز کروز به ارتفاع بستگی ندارد. بنابراین موقعیت نقطه عملکرد در منحنی قطبی هواپیما و مقدار خواص آیرودینامیکی پرواز k با رژیم کاری موتور تعیین می‌شود. به دلیل اینکه مقدار $\frac{P}{P_H}$ ، ضریب درگ آیرودینامیکی تناسب دارد (شکل ۳)، داریم:

$$C_x = \frac{X}{0.7M^2 P_H S_{kp}} = \frac{p}{0.7M^2 P_H S_{kp}} \quad (۴)$$



شکل (۳): ویژگی رابطه خواص آیرودینامیکی پرواز به رژیم کار موتور.

نیروی رانش کاهش می‌یابد که اصطلاحاً ناحیه گلوگاه گفته می‌شود. به همین دلیل افزایش ارتفاع پرواز که منجر به کاهش مازاد نیروی رانش می‌گردد به نوبه خود بر روی مشخصه‌های شتاب‌گیری در ناحیه سرعت‌های نزدیک به صوت، تأثیر می‌گذارد. علت دیگر کاهش مازاد نسبی نیروی رانش در بخش شتاب‌گیری و اوج‌گیری خصوصاً در ناحیه گلوگاه انحراف نامناسب احتمالی شرایط اتمسفر از شرایط MCA یا شرایطی که به عنوان شرایط محاسباتی استفاده شده، می‌باشد.

به این ترتیب، در این بخش از پرواز نیز نیازمندی‌های زیادی برای مقدار نیروی رانش واحد تولید قدرت مطرح می‌باشد که ساده‌ترین روش تأمین این نیازمندی‌ها، تغییر ابعاد و اندازه واحد تولید قدرت است که افزایش جرم مرتبط با آن گاهی به قدری زیاد است که منجر به کاهش غیر مجاز ذخیره نسبی سوخت یا افزایش جرم برخاست هواپیما می‌شود. از این نظر هواپیماهایی که دارای موتورهای مجهز به محفظه پس‌سوز هستند در وضعیت مناسب‌تری قرار دارند. در چنین مواردی افزایش نیروی رانش در بخش شتاب‌گیری و اوج‌گیری، ممکن است از طریق افزایش متناسب دمای گاز در محفظه پس‌سوز به دست آید.

سازندگان هواپیماهای مسافربری مافوق صوت کنکور از همین روش در موتور الیمپ با طراحی محفظه پس‌سوز ساده و کم وزنی که نسبت پس‌سوز مورد نیاز را به هنگام برخاست و به هنگام عبور از بخش ترانسونیک تأمین می‌کرد استفاده نمودند.

۳-۴- بخش‌های پرواز کروز

۳-۴-۱- محاسبه پارامترهای مسیر در بخش‌های پرواز کروز
طول بخش مستقیم‌الخط ثابت هواپیما به طور کلی می‌تواند طبق فرمول زیر محاسبه شود:

$$L = 3.6 \int_{m_1}^{m_2} \frac{kV}{C_{yD}} \frac{dm}{m} \quad (۵)$$

ضریب $\frac{3}{16}$ برای تبدیل ابعاد سرعت از $\frac{m}{s}$ به $\frac{km}{h}$ استفاده شده است. m_1 و m_2 جرم هواپیما به ترتیب در

بطوریکه از شکل ۴ پیدا است، مناسب‌ترین رژیم کار موتور که تأمین کننده حداکثر اقتصادی بودن پرواز کروز می‌باشد، می‌تواند با حداکثر پارامتر k/C_{yD} یا برد شرطی متناسب مشخص شود.

بهینه‌سازی رژیم کار موتور در پرواز با برد حداکثر در ارتفاع کمتر از ۱۱ کیلومتر از حیث تعداد ویژگی‌ها متمایز می‌باشد. در این شرایط پارامتر kV/C_{yD} با رژیم ثابت کار

موتور، با تغییر ارتفاع پرواز به میزان احتراق سوخت، مقدار خود را تغییر می‌دهد و علت آن این است که در ارتفاع کمتر از ۱۱ کیلومتر دمای هوای اتمسفر با ارتفاع، تغییر می‌کند و این مسئله در رفتار پارامترهای k ، C_{yD} و V که جزو تابع تحت انتگرال عبارت (۵) می‌باشد، تأثیر می‌گذارد. در این حالت روابط تغییر تابع تحت انتگرالی عبارت (۵) را با مقادیر ثابت جرم پروازی، ترسیم می‌کنیم

$$\left(\frac{dL}{dm} = 3.6 \frac{kV}{C_{yD}m} \right) \text{ با این هدف، مقادیری که جزو}$$

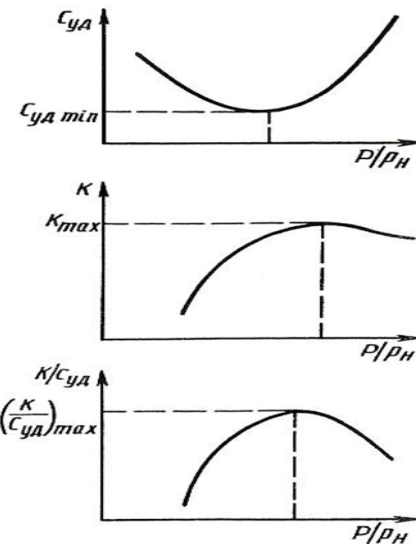
معادله آخر هستند برای پاره‌ای از ارتفاع‌های تعیین می‌شوند. سرعت پرواز V بر اساس عدد ماخ مورد نظر، خاصیت k با کمک معادلات (۹) و (۱۰) و مصرف ویژه سوخت C_{yD} طبق مقدار نیروی رانش p مورد نیاز با کمک مشخصه ترانلینگ موتور برای ارتفاع مربوطه بصورت زیر می‌باشد:

$$mg = 0.7M^2 p_H s_{kp} C_y, \quad (9)$$

$$C_x = C_{x \min} + A(C_y - C_y^*)^2, \quad (10)$$

$$p = 0.7M^2 p_H s_{kp} C_x. \quad (11)$$

ویژگی روابط ترسیم شده در شکل ۵ نشان داده شده است.



شکل (۴): ویژگی رابطه مصرف ویژه سوخت C_{yD} ، خواص

آیرودینامیکی پرواز و پارامتر k/C_{yD} به رژیم کار موتور.

رابطه k/C_{yD} که اقتصادی بودن پرواز را تعیین می‌کند (بردی که در رژیم کروز طی شده است) نیز به رژیم کار موتور بستگی دارد و به ارتفاع پرواز بستگی ندارد (شکل ۴). بنابراین در ارتفاع‌های بیش از ۱۱ کیلومتر با عدد ثابت ماخ

و رژیم ثابت کار موتور، مقدار kV/C_{yD} ثابت می‌باشد. بنابراین

با تبدیل عبارت (۵) فرمول زیر به دست می‌آید [۵]:

$$L = 3.6 \frac{kV}{C_{yD}} \ln \frac{m_1}{m_2} = L_{yc\lambda} \ln \frac{1}{1 - \Delta \bar{m}_T} \quad (7)$$

که در آن، $\Delta \bar{m}_T = \Delta m_T / m_1$ دبی نسبی سوخت در بخش مورد نظر پرواز است که اگر بجای آن در معادله (۷) مقدار ذخیره نسبی کل سوخت τ_ε را قرار دهیم، رابطه برای تعیین برد تئوریک پرواز به دست می‌آید. فاصله‌ای که هواپیما با مصرف تمامی ذخیره سوخت در رژیم کروز طی می‌کند به صورت زیر است:

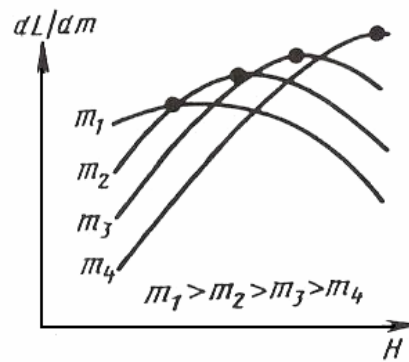
$$L_{th} = L_{yc\lambda} \ln \frac{1}{1 - \tau_\varepsilon}. \quad (8)$$

۴-۳-۲- نیازمندی‌های هواپیما در بخش‌های رژیم پرواز کروز

پرواز کردن در سرعت زیر صوت می‌تواند رژیم اصلی پرواز هواپیما حتی هواپیماهای مافوق صوت باشد و یا می‌تواند به عنوان رژیم فرعی پرواز باشد که انتقال به آن در برخی از شرایط اضطراری لازم باشد. برای چنین پروازی، مقادیر مصرف سوخت ویژه در این رژیم معمولاً حداقل یا نزدیک به حداقل می‌باشد و برای حفظ ایمنی در هواپیماهای غیرنظامی، پرواز هواپیماهای مختلف، در محدوده‌های معینی از نظر ارتفاع مناطق انجام می‌شود. برای حفظ ارتفاع ثابت در فرآیند پرواز، کاهش جرم پرواز هواپیما در اثر احتراق سوخت باید با کاهش رژیم کار موتور همراه باشد و اندازه واحد تولید قدرت در این حالت بهتر است طوری انتخاب شود که نقطه کاری یا نقطه عملکرد، ضمن جابجایی از نظر مشخصه‌های ترانسلینگ موتور، در ناحیه افزایش مصرف سوخت ویژه قرار نگیرد. همچنین اندازه و جرم واحد تولید قدرت دارای حداقل مقدار خود خواهد بود، البته اندازه واحد تولید قدرت باید طوری باشد که در صورت خرابی یکی از موتورها، نیروی رانش سایر موتورها برای ادامه پرواز کافی باشد. پرواز زیر صوت هواپیماهای مافوق صوت از حیث رژیم پایین کار موتور، متمایز می‌باشد.

در صورتی که سیستم‌های ورودی و نازل‌های خروجی برای مصرف زیاد هوا در سرعت‌های مافوق صوت در نظر گرفته شده است، با کنترل و تنظیم ناقص ورودی هوا و نازل وعدم هماهنگی مشخصه‌های دبی آنها با مشخصه‌های موتور، افت نیروی رانش به ۲۵ تا ۳۰ درصد نیروی رانش کل موتور می‌رسد. در این حالت باید مشخصه‌های آیرودینامیکی واحد تولید قدرت را بهبود بخشید. پرواز در بخش کروز مافوق صوت معمولاً در رژیم بهینه کار موتور و با افزایش ارتفاع انجام می‌شود ولی ضرورت سطح‌بندی در ارتفاع برای هواپیماهای مافوق صوت منجر به کاهش برد پرواز می‌شود. برخی از شرایطی را که در انتخاب سرعت‌های پرواز هواپیمای مافوق صوت باید در نظر گرفت را مورد بررسی قرار می‌دهیم.

راندمان کل موتورهای جت هوایی با افزایش سرعت پرواز، افزایش می‌یابد و با مقادیر بسیار زیاد $M = 6-8$ به



شکل (۵): تاثیر جرم پروازی بر طول بخش مستقیم‌الخط ثابت هواپیما.

نقاط ماکزیمم در منحنی‌های $f(H) = \frac{dL}{dm}$ ، با

رژیم‌های اپتیمم پرواز برای مقادیر مختلف جرم پرواز مطابقت دارند. اگر رابطه مقادیر حداکثر تابع مذکور را برای مصرف سوخت ترسیم کنیم، آنگاه مساحت زیر منحنی برد پرواز را در رژیم اپتیمم نشان خواهد داد. مقدار برد تئوریک می‌تواند طبق فرمول زیر محاسبه شود:

$$L_{th} = \Delta m \sum_{i=1}^n \left(\frac{dL}{dm} \right)_i \quad (12)$$

که در آن، Δm گام انتگرال‌گیری و n تعداد بخش‌ها می‌باشد. در نهایت در بررسی رژیم سوم پرواز، یعنی پرواز در ارتفاع ثابت، برای تعیین برد نیازمند انتگرال‌گیری از معادله (۵) به صورت عددی هستیم که در این شرایط سرعت پرواز ثابت و مقدار خواص آیرودینامیکی و رژیم کار موتور برای هر مقدار جرم مورد نیاز از طریق معادلات (۹) و (۱۱) تعیین می‌شوند و برد از رابطه زیر مشخص می‌شود [۵]:

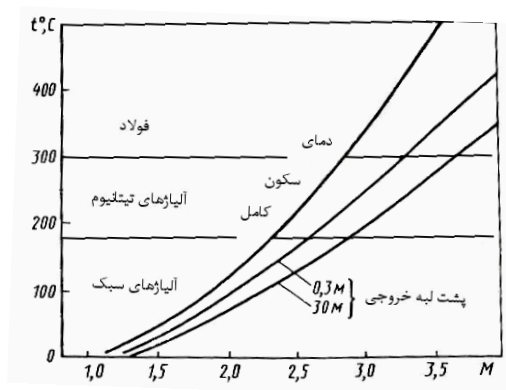
$$L_{th} = 3.6V\Delta m \sum_{i=1}^n \frac{k_i}{C_{yD_i} m_i} \quad (13)$$

مداومت پرواز نیز طبق رابطه زیر مانند رابطه (۵) تعیین می‌شود:

$$T = \int_{m_2}^{m_1} \frac{k}{C_{yD}} \frac{dm}{m} \quad (14)$$

روشن است که با سرعت مورد نظر، رژیم کار موتور که تأمین کننده برد حداکثر پرواز است، از حیث دستیابی به حداکثر مداومت پرواز، اپتیمم است.

موتورهای آماده و ساخته شده اینگونه سرعت‌های پرواز و همچنین تجربه به دست آمده در زمینه ساخت هواپیماهایی با سرعت مافوق صوت توسط بسیاری از شرکت‌های هواپیماسازی، محدوده اشاره شده سرعت را برای هواپیماهای مافوق صوت برای سالیان متوالی و طولانی، به محدوده اصلی و اساسی تبدیل می‌کند. البته مسیر توسعه و بهبود هواپیما، قبل از هر چیز در جهت تکامل جرمی و آیرودینامیکی و دینامیک گاز هواپیما و نیز در جهت بکارگیری و استفاده از سوخت جدید تا سرعت‌های بالا M=۴-۵ ادامه خواهد داشت.



شکل (۷): محدوده‌های استفاده از متریال‌های مختلف

سازه‌ای در شرایط گرمایش جنبشی هواپیما.

۵- نتیجه گیری

بررسی‌های فوق در سه بخش اصلی مسیر پرواز یعنی بخش نشست و برخاست، بخش شتاب‌گیری، اوج‌گیری، کاهش سرعت (فرود) و بخش کروز صورت گرفته و می‌توان به نتایج زیر اشاره نمود:

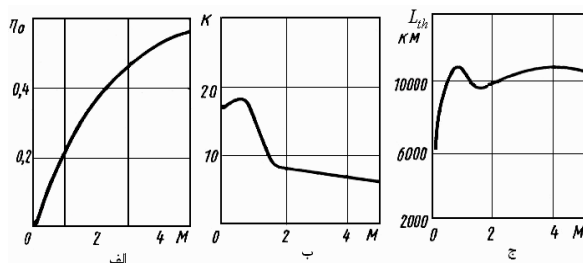
- بهبود مشخصه‌های برخاست هواپیما با لحاظ نمودن سازگاری آن با موتور می‌تواند از چندین روش حاصل شود.

• یک روش انتخاب مناسب پارامترهای اندازه نسبی واحد

تولید قدرت $(\frac{F_{c.y}}{S})$ و بار ویژه روی بال $(\frac{G}{S})$

می‌باشد که برای کاهش طول فرود یا باید اندازه نسبی واحد تولید قدرت را افزایش دهیم یا بار ویژه روی بال را با افزایش مساحت آن، کاهش دهیم البته در صورتیکه منجر به کاهش ذخیره نسبی سوخت نگردد.

مقدار ماکزیمم می‌رسد که در شکل (۶-الف) نشان داده شده است. با ماخ بیشتر از ۱/۵ این افزایش راندمان کل با کاهش خواص آیرودینامیکی هواپیما همراه است که در شکل (۶-ب) نشان داده شده است. مقدار برد تئوری با مقادیر η_0 و k مرتبط است و با فرض اینکه مقدار ذخیره کل نسبی سوخت ۵۰٪ می‌باشد با توجه به روابط η_0 و k به عدد ماخ، منحنی تغییر L_{th} را طبق عدد ماخ پرواز به دست می‌آوریم که در شکل (۶-ج) نشان داده شده است. آنالیز نمودار نشان می‌دهد که افزایش سرعت پرواز مافوق صوت بر مقدار برد تأثیر می‌گذارد و این به دلیل افزایش مسافت بخش شتاب‌گیری و اوج‌گیری می‌باشد.



شکل (۶): رابطه عدد ماخ پرواز با:

(الف) - راندمان کل موتور ، ب- خواص آیرودینامیکی و ج- برد تئوریک پرواز

ولی در انتخاب سرعت رژیم کروز این مسئله عامل تعیین کننده نمی‌باشد، بلکه عامل بسیار مهم گرمایش سازه هواپیما بدلیل سرعت زیاد و اصطکاک و به دنبال آن افت استحکام متریال سازه هواپیما و همچنین ضرورت عایق گرمایی مخازن سوخت می‌باشد، به دلیل اینکه سوخت‌های هیدروکربن امروزی گرمایش بیش از ۱۵۰ درجه سانتیگراد را تحمل نمی‌کنند. دماهای پوسته جسم پرنده و محدوده استفاده از متریال‌های مختلف سازه‌ای از نظر سرعت پرواز در شکل ۷ نشان داده شده است که با بررسی آن محدوده اعداد ماخ ۲/۳-۲/۲ که امکان می‌دهند از آلیاژهای آلومینیوم سبک و ارزان استفاده کنیم، توجه را به خود جلب می‌کند. در این محدوده سرعت‌ها، استفاده از ورودی‌های هوای با تراکم خارجی که نیازمند کنترل سخت و پیچیده‌ای نمی‌باشند، امکان پذیر است.

احتمال استفاده از آلیاژهای آلومینیوم قابل استفاده در سرعت‌های پرواز متناسب با اعداد ماخ ۲، وجود تعداد زیاد

را به خود جلب می‌کند. در این محدوده سرعت‌ها، استفاده از ورودی‌های هوای با تراکم خارجی که نیازمند کنترل سخت و پیچیده‌ای نمی‌باشند، امکان‌پذیر است.

مراجع

1. Richey, G.K., and Stava, D.J. "Airframe-Propulsion Integration for Future Military Aircraft", Flight Dynamics Lab., Air Force Systems, April 1968.
2. Migdal, D., and Greathouse, W.K. "Careful Integration of Exhaust Nozzle Airframe and Engine is Needed on Modern High-Speed Aircraft", Grumman Aircraft Engrg. Corp., April 1968.
3. Miller, H. "Nozzle Design and Integration in an Advanced Supersonic Fighter", Grumman Aerospace Corporation Bethpage, New York, AIAA journal, 1979.
4. Christopher, T. "Airframe-Jet Engine Integration Noise", NASA/STI-20030012609, January 2003.
5. Selivanovo, D. "Integration of Airframe&Jet Engine" M.Mashinstroyeniye. 1989.

• روش دیگر شامل افزایش نیروی رانش برخاست در قسمت جلویی موتور p^F در شرایط ثابت بودن اندازه واحد تولید قدرت است البته در صورتیکه تغییر پارامترهای فرآیند کاری موتور مثلاً نسبت کنار گذر نسبت به مقداری که در بخش کروز انتخاب شده است، منجر به بدتر شدن مشخصه‌های پرواز هواپیما نگردد. در برخی موارد دیگر، مشکل دستیابی به نسبت لازم نیروی رانش به وزن هواپیما در شرایط برخاست با کمک بوسترهای استارت که بعد از برخاست کنار گذاشته می‌شود، قابل حل است.

• با مقادیر مورد نظر پارامترهای $F_{c.r}/S$ و G/S و نیروی رانش پیشانی در شرایط برخاست موتور، با استفاده از بال با نیروی برآی بالا و از جمله بالی که شکل آن در طرح تغییر می‌کند، می‌توان طول برخاست را کاهش داد و این امکان را می‌دهد که مقادیر C_{yoTp} بالایی را به دست آورد و با مقادیر کم سرعت جدا شدن از زمین، عملیات برخاست را انجام داد

• یکی از روش‌های مؤثر کاهش سطح نویز در شرایط برخاست، استفاده از رژیم‌های پایین کار موتور می‌باشد و این با افزایش اندازه واحد تولید قدرت امکان پذیر می‌باشد و یا افزایش مساحت بال با جرم ثابت برخاست هواپیما.

• در بخش شتاب‌گیری، اوج‌گیری، کاهش سرعت (فرود) نیز نیازمندی‌های زیادی برای مقدار نیروی رانش واحد تولید قدرت مطرح می‌باشد که ساده‌ترین روش تأمین این نیازمندی‌ها، تغییر ابعاد و اندازه واحد تولید قدرت (در صورتیکه منجر به کاهش ذخیره نسبی سوخت نگردد) و یا از طریق افزایش متناسب دمای گاز در محفظه پس‌سوز به دست آید.

• در انتخاب سرعت رژیم کروز عامل بسیار مهم گرمایش جنبشی سازه هواپیما و به دنبال آن افت استحکام متریکال سازه هواپیما و همچنین ضرورت عایق گرمایی مخازن سوخت می‌باشد که با بررسی‌های به عمل آمده محدوده اعداد ماخ ۲-۲/۳ که امکان می‌دهند از آلیاژهای آلومینیوم سبک و ارزان استفاده کنیم، توجه