

سال هفتم، شماره ۱ (پیاپی: ۳۷)، بهار ۱۴۰۱

تخمين وزن سازه بال هواپيما جت مسافربري با ارائه فرمولاسيون نوين

تاریخ دریافت: ۱۴۰ ۱/۰ ۱۴۰ تاریخ پذیرش: ۱۴۰ ۱/۰ ۱۴۰ کد مقاله: ۲۲۵۴۹

محمد امین فرهمندفر^۱*، محمدعلی وزیری زنجانی^۲

چک_یدہ

پس از طراحی مقدماتی هواپیما و استخراج پارامترهای اولیه هواپیما به جهت گام نهادن به مرحله بعد و ارائه اوزان به تیمهای طراحی از جمله سازه، پیشرانش و سایر گروهها بایستی به بررسی دقیق تر اوزان بر اساس دادههای آماری و همچنین پس از اعتبارسنجی اوزان به استخراج اوزان با استفاده از فرمولهای موجود بر اساس تحقیقات و بیعد سازیهای صورت گرفته پرداخت. راسکم [۱] که از پیشگامان عرصه طراحی هواپیما میباشد اوزان بخش سازه را به زیر بخشهای بال، بدنه، دمها، ارابه فرود و قنداق موتور تقسیم کرده است. بال به عنوان یکی از مهم ترین بخشهای سازه مورد بررسی دقیق قرار گرفته و در ۲ متدلوژی ارائه شده که متدهای تورنبیک و جنرال داینامیک میباشند تفاوت بسیار زیادی میان اوزان فرموله شده با اوزان واقعی و اعتبارسنجی شده مشاهده گردیده که به ارائه فرمول آمپریک جدید با تمرکز بر شمول بر هواپیماهای مسافربری رجیونال به روز در این پژوهش گردیده است. نتایج حاصله نشان دهنده تطابق

واژگان كليدى: هواپيما، تخمين وزن بال، راسكم، جنرال دايناميك، تورنبيك

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر (نویسنده مسئول)

fmaf.farahmand@aut.ac.ir

۲- هیئت علمی دانشگاه امیرکبیر، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر

۱– مقدمه

در فرایند طراحی هواپیما، پس از ارائه محاسبات طراحی مقدماتی و طراحی جزئئیات ارائه حد مجاز اوزان به سرپرست تیمهای طراحی به منظور ادامه فرایند طراحی نهایی از مهمترین بخشها میباشد. اوزان ذکر شده در گام اولیه به سه بخش کلی سازه، پیشران و سیستمها تقسیم میگردند. در بخش سازه نیز به زیربخشهای اصلی بال، بدنه، دمهای افقی و عمودی، ارابه فرود و قنداق موتور پرداخته میشود. در سال ۲۰۱۵ طی یک تحقیق تاکاهاشی و لموندز[۲] با در نظر گرفتن هندسه هواپیما و استفاده از روش المان محدود با فرض المان تیر برای بال و نیروهای وارده در مانور و پاکت پروازی بر هواپیما و شرایط فرود سخت و سایر پارامترهای واقعی به تخمین وزن مورد نیاز سازه بال پرداختند. در پژوهشی دیگر الهام [۳] در سال ۲۰۱۳ به توسعه یک روش پیشرفته و شبه تحلیلی برای وزن بال هواپیما با استفاده از تکنیکهای اولیه اندازه گیری جعبه بال برای محاسبات مقاومت مورد نیاز در برابر بارهای اعمالی در ترکیب با روشهای تجربی پرداخته است. چیوزوتو [۴] در سال ۲۰۱۶ طی پروژهای به بررسی آيروالاستيسيته استاتيک بال پرداخته و تاثير واگرايي آيروالاستيک و کنترل معکوس ايلرون با درنظرگرفتن کمانش لمينتهاي کامپوزیتی به تخمین وزن بال پرداخته شده است. آردما و همکاران [۵] در سال ۱۹۹۶ در ناسا به بررسی تخمین وزن بدنه و بال هواپیمای ترابری با استفاده از روش تحلیلی مبتنی بر هندسه و روش المان محدود بر مبنای پاکت پروازی و نیروهای موثر در آن پرداختند و گزارشات ارائه شده و تطابق آن با نتایج تجربی مورد بررسی قرار گرفته است. در سال ۱۹۳۸ جیمز لیپ[۶] به ارائه روشی به جهت تخمین وزن سریع بال با در نظر گرفتن نیروهای موثره و هندسه بال برای هواپیماهای بزرگ پرداخت که منجر به روشی تقریبی و سریع برای شرکت داگلاس گردید. در سال ۱۹۸۵ راسکم[۱] در کتاب طراحی هواپیما در بخش تخمین وزن برای سازه بال هواپیماهای ترابری به دو متد جنرال داینامیک و تورنبیک برای این دسته از هواپیماها اشاره شده است که بر اساس پارامترهای وزنی و هندسی هواپیما به ارائه تخمینی سریع از وزن سازه بال میپردازند. الشامه و رشیدی [۷] در پژوهش خود مدلی برای تخمین سریع وزن هواپیما ارائه کردهاند که در آن فرمول ارائه شده خود را با مدلهای ارائه شده توسط تورنبیک و کرو و ریمر در بخش سازه بال مقایسه کرده و در نهایت فرمول ریمر که کمترین مقدار محاسبه شده را به نمایش میگذاشت به عنوان حالت بحرانی مد نظر گرفته است. کرییت [۸] در تحقیقی با موضوع تخمین وزن بال هواپیما پس از توضیح مشخصههای موثر در تخمین وزن بال به ارائه مدل خود بر اساس تعداد متغیرهای اصلی پرداخته و رگرسیونهای انجام شده را منتشر کرده است. در سال ۲۰۱۶ چیزوتو [۹] در طراحی اولیه بال با در نظرگرفتن مباحث آیروالاستیسیته محتمل در بال برای بالهای کامپوزیتی و آلومینیومی دارای ضریب منظری بالا با در نظر گرفتن تئوری نواری به تحلیل در نرم افزار نسترن پرداخته و نتایج حاکی از کاهش ۱۱ تا ۱۴ درصدی وزن بال با متود ارائه شده گردیده است. دبابنه و کیپوروس [۱۰] در پژوهشی در سال ۲۰۱۸ با عنوان مروری بر روشهای تخمین وزن بال هواپیما به بررسی متودهای ارائه شده برای تخمین وزن سریع بال پرداخته و غالب روشها را در این پژوهش با بیان متغیرها گرداوری کردهاند. سالوی [۱۱] در پژوهش خود با بررسی بال ایده آل و تحلیل استاتیکی آن و در نظر گرفتن ضريب تصحيح، به ارائه فرمول تخمين وزن بال پرداخته است.

۲- تخمين وزن بال

۲-۱- معرفی عناصر رابطه

در این پژوهش با شناخت هندسه بال هواپیماهای ترابری جت و پارامترهای طراحی آن و اشراف بر تئوری تخمین وزن آنها به بررسی فرمول تورنبیک پرداخته شده است. در این راستا میبایست در ابتدا به شناخت هندسه بال بپردازیم:

سوئیپ (۸): در بال هنگامی که از ریشه بال به سمت نوک بال پیش میرویم در برخی هواپیماها بال با زاویهای گاها یا به عقب رانده شده یا جلو. مطابق شکل۱ شاهد سوئیپ رو به عقب یک بال هستیم که در دو موقعیت ۰٫۲۵ کورد و ۰٫۵ کورد نشان داده شده است. از جمله تاثیرات آن میتوان به افزایش زیبایی، افزایش ماخ رشد درگ در فاز گذرا، سنگین تر شدن سازه بال، تغییر منحنی لیفت اشاره کرد.

دهانه بال (b): به فاصله میان دو انتهای بال دهانه بال گفته میشود در شکل۱ نمایی از نصف بال را مشاهده می کنیم که در آن نصف دهانه بال مشخص شده است. هرچه دهانه بال افزایش یابد شاهد کاهش سرعت موردنیاز جهت فرود و راحتی خلبان خواهیم بود ولی از محدودیتهای باند و آشیانه و وزن بال نیز نباید غافل شد چرا که این افزایش منجر به افزایش وزن بال می گردد که در ادامه حساسیت آن مورد بررسی قرار گرفته است.

ایرفویل ریشه: ریشه بال بخشی از بال است که به بدنه نزدیکتر است، در هواپیماهای گذشته که بال به صورت یک تکه برروی بدنه نصب می شد دقیقا وسط طول بال ریشه بال بود ولی در هواپیماهای جدیدتر که بدنه و بال به دلایل آیرودینامیکی در یک یک یک می به شکلی بسیار خاص و متبحرانه ادغام شدهاند کمی متفاوت است. به ایرفویل استفاده شده در این مقطع نیز ایرفویل ریشه

بال گفته میشود. تاثیر ایرفویل بر خواص ایرودینامیک بال بر همگان واضح است ولی با درنظر گرفتن بیشینه ضخامت بال به عنوان یک پارامتر موثر در وزن می توان به صورت مستتر تاثیر عواملی همچون تاثیر کورد، تاثیر نسبت ضخامت بر کورد، تاثیر نوع ایرفویل استفاده شده را بررسی کرد.

مساحت گراس بال(s): در نمای بالا بال، مساحتی که تصویر بال در این ناحیه ایجاد میکند که شامل بخشی از بال که امتداد آن نیز درون بدنه هواپیما می باشد، می شود را مساحت گراس بال می نامند و هرچه مقدار مساحت افزایش یابد در عین افزایش خوش دستی و راحتی در کاهش سرعت فرود و برخواست برای خلبان شاهد افزایش وزن تحمیلی خواهیم بود که این امر الزام انتخاب مساحت بهينه را نشان ميدهد.

> ضریب منظر (A): ضریبی بی بعد که از نسبت مربع دهانه بال بر مساحت بال حاصل شده و در بسیاری از فرمول ها و پارامترهای طراحی هواپیما نقشی کلیدی ایفا می کند.

> نسبت باریک شوندگی بال (λ): نسبت وتر انتهای بال به وتر ریشه بال گفته می شود که نمایانگر میزان باریک شوندگی بال است. پس از شناخت هندسه بال به ۲ پارامتر اصلی بیشینه وزن بدون سوخت هواپیما و بیشینه ضریب گرانش هواپيما اشاره خواهد شد.



بیشینه ماخ پروازی (M_H): بیشینه ماخ پرواز در سطح دریا بوده که برای جنگندههای پرقدرت هم از ۱٫۱ ماخ بیشتر نخواهد بود اما این رنج برای گونه هواپیماهای مسافربری در رقابت بین ۰٫۷ تا ۰٫۷۵ بوده و بیشتر نیست.

بیشینه وزن بدون سوخت (w_{MZF}): همان طور که از نام آن مشخص است چنانچه از بیشینه وزن برخواست هواپیما وزن سوخت آن کسر گردد، بیشینه وزن بدون سوخت هواپیما حاصل میگردد. در هواپیماها برای طراحی بال معمولا با درنظرگرفتن ضریب اطمینان برای سازه آن مقدار وزن بارگذاری هواپیما بدون در نظرگرفتن سوخت بسیار اهمیت خاصی دارد به طوري كه گاها با وجود اين كه هواپيمايي مقدار مشخصي قابليت حمل سوخت داشته ولي نمي واند از ميزاني نسبت به مقدار وزن برخواست هواپیما در بالها سوخت کمتری استفاده نماید که این امر ناشی از اهمیت این پارامتر خواهد بود.

بیشینه ضریب گرانش (nult): طراحان حد نهایی شتابی که هواپیما میتواند بدون آسیبی تحمل کند را بر اساس ضریبی از شتاب جاذبه گرانش اعلام میکنند که به آن بیشینه ضریب گرانش هواپیما گفته میشود. در هواپیماهای مسافربری این عدد از ۳ کمتر بوده و آن را در حدود ۲-۳ در نظر می گیرند چرا که مسافر نیز تحمل شتاب بیش از آن را نداشته و مناسب نمی باشد.

در غالب تحقیقات ذکرشده در مقدمه، با مطالعه دقیق میتوان دریافت که پارامترهای موثر در تخمین وزن بال غالبا تغییرات زیادی نیافته و فقط تفاوت در شیوه بکارگیری آنها و ضرایب در فرمولهاست.

در کتاب راسکم برای تخمین سریع وزن بال بر اساس پارامترهای اصلی بال هواپیما مسافربری ۲ متد جنرال داینامیک و تورنبیک ارائه شده است که این دو برای حتی هواپیماهای ذکر شده در خود کتاب راسکم برای جتهای مسافربری نیز تفاوت بسیار زیادی با اوزان ارائه شده از سوی کارخانههای هواپیماسازی را نشان میدهد. فرمولهای جنرال داینامیک و تورنبیک[۱۲] برای این بخش از هواپیماها به ترتیب به شرح ذیل می باشند:

$$W_{w} = \frac{\{0.00428(s^{0.48})(A)(M_{H})^{0.43}(W_{TO}R_{ult})^{0.34}(\lambda)^{0.14}\}}{[(100(t/s))^{10.76}(\cos A)^{1.54}]}$$

$$W_{w} = \frac{(1001 \text{ Jeck}) (1/p_{wall}) (1/p_{wall}) (1/p_{wall})}{[\{100(t/c)_{m}\}^{0.76} (\cos \Lambda_{1})^{1/54}]}$$
(1)
$$W_{w} = 0.0017 W_{MZF} \left(\frac{b}{\cos \delta_{-2}}\right)^{0.75} \left(1 + \left\{\frac{6.3 \cos \delta_{-2}}{b}\right\}^{1/2}\right) (n_{wal})^{0.55} \left(\frac{bS}{t W_{were} \cos \delta_{-2}}\right)^{0.3}$$
(Y)

که در فرمول فوق پارامتر t_r بیشینه ضخامت ایرفویل ریشه بال است.

۲-۲- حساسیت سنجی رابطه جنرال داینامیک

بررسیهای انجام شده حاکی از تفاوت زیاد محاسبات ناشی از فرمول فوق با دادههای موجود و اعتبارسنجی شده هواپیما را حکایت می کند فلذا با بررسی نمونههای آماری و تجربی و آنالیز حساسیت پارامترهای دخیل به شرح ذیل پرداخته شده است:

بخش بندی فرمول به پارامترهای اصلی M_{H} ، M_{TO} ، M_{H} ، و λ و بررسی حساسیت رابطه (۱) به هریک از یارامترهای یاد شده:

در این بخش هواپیما MD 80 برای بررسی جهت حساسیت سنجی بنا بر دلایل ذیل مورد بررسی قرار گرفته است:

- وجود اطلاعات کافی و دقیق برای بررسی.
- استفاده شرکتهای هواپیمایی بزرگی مانند ایران ایر، آسمان، ماهان ایر.
- هواپیمایی دارای ۲ موتور قدرتمند (امروزه بیشتر طراحان به علت کاهش هزینههای نگهداری و وزن هواپیما به دنبال کاهش تعداد موتور و استفاده از موتورهای کارآمد هستند که منجر به انتخاب معمول ۲ موتوره در این سبک از مسافربریها میگردد).
- شروع کننده خانوادهای از نسل سری MD میباشد که ناشی از پتانسیل طراحی این هواپیماست.

جدول ۱- مشخصات هواپيما MD 80

جهت بررسی حساسیت			
مقدار	پارامتر		
1.058.0	w_{MZF} (lb)		
۱۰۷,۶۸	b(ft)		
177.	$S(ft^2)$		
٩,١٣	A		
١۶	$\Lambda_{c/2}$		
٢,٨٢٩٨٢۶	t_r		
۰,۲۳	λ		
۰,۷	M _H		

- به ازای افزایش ۰٫۱ واحد در M_H ، ۴۹۷,۶۱ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد. -
- به ازای افزایش ۲ درجه در ۸_{c/2}، ۱۳۹,۳۹ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
 - به ازای افزایش ۱ واحد در A، ۹۲۲٬۲۲ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۱۰ فوت مربع در S، ۳۱٫۷۶ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۰٫۰۲ واحد در ۵٬ ۹۸٬۸۶ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۵۰۰ پوند در *W_{TO}،* ۲۵٬۲۵ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای کاهش ۰٫۲ واحد در ۵۰۸٬۱۶ *n*_{ult} پوند کاهش وزن بال را متحمل خواهیم شد.

۲-۲- حساسیت سنجی رابطه تورنبیک

بررسیهای انجام شده حاکی از تفاوت زیاد محاسبات ناشی از فرمول فوق با دادههای موجود و اعتبارسنجی شده هواپیما را حکایت می کند فلذا با بررسی نمونههای آماری و تجربی و آنالیز حساسیت پارامترهای دخیل به شرح ذیل به تصحیح این فرمول پرداخته شده است:

- ا. بخش بندی فرمول به پارامترهای اصلی w_{MZF} ، h، w_{MZF} و r و بررسی حساسیت رابطه (۲) به هریک از پارامترهای یاد شده:
 - در این بخش هواپیما MD 80 برای بررسی جهت حساسیت سنجی مورد بررسی قرار گرفته است.
- حساسیت به پارامتر *W_{MZF}* با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای
 ۱۰۵۶۶۰٫۵ پوند و ۱۰۶۱۶۰٫۵ پوند و حصول مقادیر ۱۰۷۸۷٫۴۴۰۰۲ پوند و ۱۰۸۲۳٫۱۴۸۰۶ پوند، می توان دریافت به
 ازای هر ۵۰۰ پوند افزایش بیشینه وزن بدون سوخت هواپیما ۳۵٫۷۰۸۰۴ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم
 بود.
- حساسیت به پارامتر H با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای ۱۰۷٬۶۸ فوت و ۱۱۱۰٬۹۶۶ فوت و ۱۱۱۰٬۹۶۶ پوند و ۱۱۱۰٬۰۳۹۶۷ پوند، می توان دریافت به ازای هر
 ۳٫۲۸۱ فوت افزایش دهانه بال هواپیما با فرض ثابت بودن مساحت گراس، ۳۱۳۶۶ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.
- حساسیت به پارامتر A_{c/2} با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای ۱۶ درجه و ۱۸ فوت و حصول مقادیر ۱۰۷۸۷٬۴۴۰۰۲ پوند و ۱۰۸۹۷٬۸۹۳ پوند، میتوان دریافت به ازای هر ۲ درجه افزایش زاویه سوئیپ بال هواپیما با فرض ثابت بودن مساحت گراس، ۱۰٫۴۴ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.
- حساسیت به پارامتر n_{ult} با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای ۲٫۸ و
 ۲٫۷ و حصول مقادیر ۱۰۲۸۷٫۴۴۰۰۲ پوند و ۱۰۵۷۳٫۸۱۱۰۹ پوند، میتوان دریافت به ازای هر ۰٫۱ واحد افزایش n_{ult}،
 ۲٫۷ و کروند کاهش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.
- حساسیت به پارامتر S با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای ۱۲۷۰ فوت مربع و ۱۲۸۰ فوت مربع و حصول مقادیر ۱۰۷۸۷٬۴۴۰۰۲ پوند و ۱۰۸۱۲٬۸۵۲۲ پوند، میتوان دریافت به ازای هر ۱۰ فوت مربع افزایش مساحت بال ، ۲۵٬۴۱ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.

- حساسیت به پارامتر t_r با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر برای مقدارهای ۲٬۸۲۹۸ فوت و ۳٬۸۲۹۸ فوت و ۳٬۸۲۹۸ پوند، می توان دریافت به ازای هر ۱ فوت افزایش ضخامت ریشه بال، ۹۳۶٬۱۴ پوند کاهش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.
- $\frac{bS}{t_{rWMZF}\cos \wedge c/2}$ و n_{ult} ، $1 + \left\{\frac{6.3\cos \wedge c/2}{b}\right\}^{1/2}$ ، $\frac{b}{\cos \wedge c/2}$ ، W_{MZF} ، w_{MZF} و n_{ult} . (1) , n_{ult} ,

حساسیت به پارامتر <u>b</u> داشت : در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر بدست میآید و خواهیم

 $W_{w} = 0.0017 \times 105660.5 \times \left(\frac{b}{\cos n_{c/2}}\right)^{0.75} \left(1 + \left\{\frac{6.3\cos 16}{107.68}\right\}^{1/2}\right) (2.8)^{0.55} \left(\frac{107.68 \times 1270}{2.8298 \times 105660.5 \times \cos 16}\right)^{0.3}$ 10 pt 10 p

حساسیت به پارامتر $\binom{6.3\cos\wedge c_{c/2}}{b} + 1$ با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر بدست میآید و برابر این روش خواهیم داشت :

$$W_{w} = 0.0017 \times 105660.5 \times \left(\frac{107.68}{\cos 16}\right)^{0.75} \left(1 + \left\{\frac{6.3\cos n_{c/2}}{b}\right\}^{1/2}\right) (2.8)^{0.55} \left(\frac{107.68 \times 1270}{2.8298 \times 105660.5 \times \cos 16}\right)^{0.55} \left(\frac{107.68 \times 1270}{2.8298 \times 105660.5 \times \cos 16}\right)^{1/2} \right)$$

با انجام بررسی حساسیت این پارامتر برای مقدارهای ۱٫۲۳۷۱۵ و ۱٫۳۳۷۱۵ و حصول مقادیر ۱۰۷۸۷٫۴۴۰۰۲ پوند و ۱۱۶۵۹٫۳۹۸۷۹ پوند، میتوان دریافت به ازای هر ۰٫۱ افزایش این ترم، ۸۷۲ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.

حساسیت به پارامتر <u>bs</u> - حساسیت به پارامتر _{trwMZF} cos_{/c/2} با در نظر گرفتن مقداری ثابت برای سایر پارامترها و تغییر این پارامتر بدست میآید و برابر این روش خواهیم داشت:

$$W_{w} = 0.0017 \times 105660.5 \times \left(\frac{107.68}{\cos 16}\right)^{0.75} \left(1 + \left\{\frac{6.3\cos 16}{107.68}\right\}^{1/2}\right) (2.8)^{0.55} \left(\frac{bS}{t_{r}W_{MZF}\cos n_{c/2}}\right)^{0.35} \left(\frac{bS}{t_{r}W_{MZF$$

با انجام بررسی حساسیت این پارامتر برای مقدارهای ۰٫۴۷۵۸ و ۰٫۶۷۵۹ و حصول مقادیر ۱۰۷۸۷٫۴۴۰۰۲ پوند و ۱۱۹۸۴٫۹۵۷۵۳ پوند، میتوان دریافت به ازای هر ۰٫۲ افزایش این ترم، ۱۱۹۷٫۵ پوند افزایش وزن سازه بال را شاهد خواهیم بود.

۲-۴- ارائه فرمول نوین و بررسی حساسیت

با در نظر گرفتن محاسبات فوق و بررسی بازه تغییرات برای هواپیماهای ذکر شده در راسکم که در جداول (۲) و (۳) ذکر شده است برای پارامترهای بخش ۱ و ۲ میتوان فرمول تورنبیک را بر اساس رگرسیون خطی شکل ۲ و محاسبه شیب خط و مقایسه با رابطه کلی ۱، با تصحیح ۰٫۱۱ برای ترم n_{ult} و تصحیح ۱۸۷٫۶۹۵ برای ترم $\frac{bS}{t_{rWMZF} \cos h_{c/2}}$ که موثر از تمام پارامترهای یاد شده به جز n_{ult} میباشد، با توجه به شکل ۳ و طی روندی مشابه در نظر گرفت.



$$W_{w} = 0.0017 W_{MZF} \left(\frac{b}{\cos \wedge_{c/2}}\right)^{0.75} \left(1 + \left\{\frac{6.3\cos \wedge_{c/2}}{b}\right\}^{1/2}\right) \left(0.11 \times n_{atr}\right)^{0.55} \left(\frac{187.695 \times bS}{t_{r}W_{MZF}\cos \wedge_{c/2}}\right)^{0.55}$$
(٣)

حساسیت فرمول فوق نسبت به پارامترهای یاد شده به شرح ذیل میباشد:

- به ازای افزایش ۰٫۱ واحد در n_{ult} ۳۰۰ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۲ درجه در ۸_{c/2}، ۱۵۷,۷ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۳,۲۸۱ فوت در ۴۴۷,۹ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
- به ازای افزایش ۱۰ فوت مربع در S، ۳۶٬۳ پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.
 - به ازای افزایش ۱ فوت در t_r ، ۱۳۳۷ پوند کاهش وزن بال را متحمل خواهیم شد. به ازای افزایش ۱
- به ازای افزایش ۵۰۰ پوند در *W_{MZF} ۵۱* پوند افزایش وزن بال را متحمل خواهیم شد.

۳- صحت سنجی فرمول نوین

به جهت بررسی فرمول ابتدا به جمع آوری دادههای هواپیماهای مسافربری جت در جدول (۲) و جدول (۳) پرداخته شده است. جدول ۲- بررسی آماری بخشی اول مشخصات تعدادی بالگرد

	•				-	
t_r (ft)	$\wedge_{c/2}$	S (<i>ft</i> ²)	b(ft)	$w_{MZF}\left(lb ight)$	$w_{MT.0}\left(lb\right)$	نام هواپيما
۲,۳۰۱۱۸	18	1۳	٨٨,۴٨	۷۱۰۰۰	۸۷۰۰۰	BAC 1-11/300
7,141.4	18	974	٨٩,۴	88494	910++	DC 9-10
٣,۶٩٨۴٢	۲۵	٩٨٠	٩٣	98005,1	1100++	B 737-200
7,7.74	18	۸۲۲	۷۷,۴۲	41101,91	۶۵۰۰۰	F 28-1000
۵,۱۶۷۸۵	۲۵	3281	۱۵۵,۳	۳۰۲۲۵۷,۰۶	47	DC 10-10
7,48049	۲۰	४४९९	144,1	190142	8.2	A 300 B2
2,224,2	18	177.	۱۰۷,۶	1.088.0	14	MD 80

جدول ۳- بررسی آماری بخشی دوم مشخصات تعدادی بالگرد

t/c	λ	A	$w_{MT.0}\left(lb\right)$	نام هواپيما
۰,۱۰	۳۵, ۰	۷,۸۰۵	۸۷۰۰۰	BAC 1-11/300
۰,٠٩	۰,۲۲	٨,۵۵٧	910++	DC 9-10
۰,۰۸	۲۷, ۰	۸,۸۲۶	1100++	B 737-200
۰,۰۹	۰,۴	४,८४८	۶۵۰۰۰	F 28-1000
۰,۱۰	۰,۲۶	۶,۲۵	44	DC 10-10
٠,٠٩	۲۸, ۰	٧,٧٣١	۳۰۲	A 300 B2
۰,٠٩	۰,۲۳	٩,١٣	14	MD 80

سپس با استفاده از دادههای جدول (۲) و جدول (۳) و رابطههای (۱)، (۲) و (۳) نتایج، جدول (۴) را شکل می دهد:

جدول ٤- نتایج رابطههای (۱)، (۲) و (۳)

وزن بال تخمینی رابطه (۳)	وزن بال تخمینی رابطه (۲)	وزن بال تخميني رابطه (۱)	1 .1 5 .1
(پوند)	(پوند)	(پوند)	نام هواپيما
9694,177461	8414,42474	4711,919974	BAC 1-11/300
٩٢٨١,٨٣۴٢٠٧	<i>۶۴</i> ٩λ,٧λ۱۵۳۲	4774,10+100	DC 9-10
11.7.,782.7	7701,770777	7477,02801	В 737-200
۵۷۸۵,۸۱۲۴۶	4.01,774	٣٠٩۵,۵٧٨٧١٩	F 28-1000
08407,19177	٣٩۴٩٠,۶٣٩٠٣	20936,57651	DC 10-10
۴ ۳үлт,үлэлр	3.4.4.4	51128,4444	A 300 B2
124.1,.1122	١٠٧٨٧,۴۴٠٠٢	٨۴١٩,٩٠٣۴۶٣	MD 80

به منظور صحت سنجی نتایج از اطلاعات موجود در کتاب راسکم برای هواپیماهای ذکر شده استفاده نموده و نتایج جدول (۵) حاصل می گردد.

وزن بال (پوند)	ضريب وزن بال	حداکثر وزن برخاست(پوند)	نام هواپيما
9501	٠,١١١	٨٢٠٠٠	BAC 1-11/300
٩۴٢۴,۵	۰,۱۰۳	910++	DC 9-10
1.878	۰,۰۹۲	1100	В 737-200
٧٣۴۵	۰,۱۱۳	۶۵۰۰۰	F 28-1000
49.7.	۰,۱۱۴	44	DC 10-10
44.97	۰,۱۴۶	۳۰۲۰۰۰	A 300 B2
10060	٠,١١١	14	MD 80

جدول ٥- دادههای کتاب راسکم از وزن سازه بال

حال با بررسی نتایج، جدول (۶) شکل می گیرد که خطای روابط (۱)، (۲) و (۳) را نشان میدهد.

درصد خطا رابطه (۳)	درصد خطا رابطه (۲)	درصد خطا رابطه (۱)	وزن بال (پوند)	نام هواپيما
۰,۶۵۱۱	۳۰,۴۴	58,81	٩۶۵٧	BAC 1-11/300
١,۵١٣٨	۳۱,۰۴	49,77	۹۴۲۴,۵	DC 9-10
4,1805	۲۷,۰۵	29,04	1.878	B 737-200
51,7778	۴۴,۸۵	۵۷,۸۵	۲۳۴۵	F 28-1000
1۵,+۶۵۹	19,84	۴۷,۰۹	49.2.	DC 10-10
١,٨٣٤١	۳۱,۲۷	۵۲,۰۲	44.97	A 300 B2
۰ ٫۸۵۵۳	۳۰,۵۸	40,87	10040	MD 80

جدول ٦- خطا روابط (1)، (٢) و (٣)

۴- بحث و نتيجه گيري

برای صحت سنجی روابط از اعداد منتشر شده در کتاب راسکم که از سازندگان هواپیماهای یاد شده دریافت گردیده و استفاده شده است و دادههای ذکر شده برای محاسبه روابط نیز از همین کتاب و نقشههای سه نما موجود و طی عملیات مهندسی استخراج گردید.

با نتیجه گیری از جدول (۶)، میتوان به تطابق خوب فرمول ارائه شده برای هواپیماهای این دسته اشاره نمود و برای دو هواپیما F 28-1000 و TO-10 با در نظر گرفتن بهبود خطا نسبت به فرمول میبایست به علل بالا بودن خطا فرمول ارائه شده برای این دو هواپیما اشاره نمود که از مجموعه علل آن میتوان به تاثیر ضخامت زیاد مقطع ریشه بال هواپیمای TO-10 ا اشاره نمود که به علت عقب رفتن بال و نصب موتورهای سنگین این هواپیما میباشد و در مورد هواپیما 2000 میتوان علت این تفاوت را که ناشی از سنگینی سازه بال به علت افزایش مساحت بال نسبت به میزان مورد نیاز طراحی این هواپیما و در نظر گرفتن اتصال سازهای محافظه کارانه برای این هواپیما در پروسه ساخت اشاره نمود.

طبق روند و تحلیلهای انجامشده میتوان نتیجه گرفت که رابطه ارائه شده تطابق بهتری با دادههای سازنده هواپیما داشته و بهتر از رابطه تورنبیک و جنرال داینامیک به بیان تخمینی نزدیکتر در عین سریع بودن روند، نشان میدهد. شایان ذکر است که روند موجود را برای سایر هواپیماها نیز بر اساس تخمینهای مهندسی و اعتبار سنجی اوزان بر اساس دادههای آماری سایر هواپیماها طی شده است ولی در این پژوهش به ذکر هواپیماهای فوق به علت در دسترس بودن اطلاعات سازندگان بسنده شده است.

- 1. J. Roskam, Airplane Design: Part 5-Component Weight Estimation. DARcorporation, 1985.
- T. T. Takahashi and T. Lemonds, "Transport Category Wing Weight Estimation Using A Optimizing Beam-Element Structural Formulation," in 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2015, p. 1898.
- Elham, G. La Rocca, and M. J. van Tooren, "Development and implementation of an advanced, design-sensitive method for wing weight estimation," Aerospace Science and Technology, vol. 29, no. 1, pp. 100-113, 2013.
- 4. G. P. Chiozzotto, "Conceptual design method for the wing weight estimation of strut-braced wing aircraft," in 5th CEAS Air & Space Conference, Delft, The Netherlands, 2015.
- 5. M. D. Ardema, M. C. Chambers, A. P. Patron, A. S. Hahn, H. Miura, and M. D. Moore, "Analytical fuselage and wing weight estimation of transport aircraft," 1996.
- 6. J. E. LIPP, "Estimation of Wing Weights," Journal of the Aeronautical Sciences, vol. 5, no. 12, pp. 491-493, 1938.
- 7. O. Al-Shamma and R. Ali, "Aircraft weight estimation in interactive design process," in Procs 72nd Annual International Conference on Mass Properties Engineering, 2013.
- J. Carreyette, "Aircraft Wing Weight Estimation: A Brief Summary of the Accuracy of Some Methods of Prediction and a Suggested 'First Approximation'of Greater Accuracy," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1950.
- G. P. Chiozzotto, "Wing weight estimation in conceptual design: a method for strut-braced wings considering static aeroelastic effects," CEAS Aeronautical Journal, vol. 7, no. 3, pp. 499-519, 2016.
- Dababneh and T. Kipouros, "A review of aircraft wing mass estimation methods," Aerospace Science and Technology, vol. 72, pp. 256-266, 2018.
- 11. J. Solvey, "The Estimation of Wing Weight: A Method of Predicting Structural Weight by Relating the Design to an Ideal Wing," Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 1951.
- 12. J. Roskam, Airplane Design: Part 5-Component Weight Estimation. DARcorporation, 1985.