

# روش‌های تخمین اولیه وزن موتور توربوفن

کامپوزیت یا مواد مرکب رده‌ای از مواد پیشرفته هستند که در آن‌ها از ترکیب مواد ساده به منظور ایجاد موادی جدید با خواص مکانیکی و فیزیکی برتر استفاده شده است. ساختار سازه‌های کامپوزیتی معمولاً از به هم پیوستن اعضا جهت انتقال و تحمل نیروهای وارده حاصل می‌شود. استفاده از مواد مرکب نیازمند درک صحیحی از این مواد می‌باشد. در این میان محدودیتی برای طراحی و استفاده از این ماده در ساخت قطعات وجود دارد. اتصالات به علت حساسیت زیاد در برابر انتقال بار، تمرکز تنش و ناهمگونی طرفین اتصال، یکی از مهم‌ترین اجزا در سازه‌های کامپوزیتی هستند. اتصالات انواع متفاوتی دارند که هر کدام از این اتصالات دارای نقاط قوت و ضعف می‌باشند که با توجه به آن مورد استفاده قرار می‌گیرند.

واژه‌های کلیدی: مواد مرکب، تمرکز تنش، اتصالات

مصطفی محمودی\*، دانشیار، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر  
علی امینایی، دانشجوی کارشناسی ارشد، مجتمع دانشگاهی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر

\*نویسنده مخاطب، آدرس: تهران، صندوق پستی: ۱۷۷۴-۱۵۸۷۵

mostafamahmoodi@mut.ac.ir

## Methods for Preliminary Estimation of Turbofan Engine Weight

The preliminary estimation of the weight at the conceptual design stage of the turbofan engine is one of the most important stages in designing the turbine gas engines. Hence, in this paper, the methods of preliminary estimation of the turbofan engine weight and then the parameters required for the implementation of each method are discussed. The statistical society in which information about the weight of sixty-four turbofan is presented. Therefore, various methods for estimating the weight of an engine are used to calculate the weighted information obtained from the statistical processing, the comparison and the weight of the engines. Finally, the results of this experiment are compared to the actual engine weight. Based on the results obtained, among the various methods, the error rate is the lowest error in the NASA weight estimation method, which is about 4.8%. In the following, based on the diagrams obtained from this comparison, we examine the effect of different parameters on the weight of the turbofan engine (the initial estimation of the weight is based on the weight of the engine for the state in which the engine is constant but the design of the aircraft is changed.) In the initial estimation method the weight is based on the engine components, allowing the design and weight of each unit separately, hence the design of new engines more than it is used.

**Keywords:** Weight, Turbofan, Preliminary Estimation, NASA Method

M. Mahmoudi\*, Associate Professor, Aerospace University Complex, MalekAshtar University  
A. Aminaei<sup>2</sup>, M.Sc. Student, Aerospace University Complex, MalekAshtar University of Technology

\*Corresponding Author, Postal Code: 1774-15875, Tehran, IRAN  
mostafamahmoodi@mut.ac.ir

## مقدمه

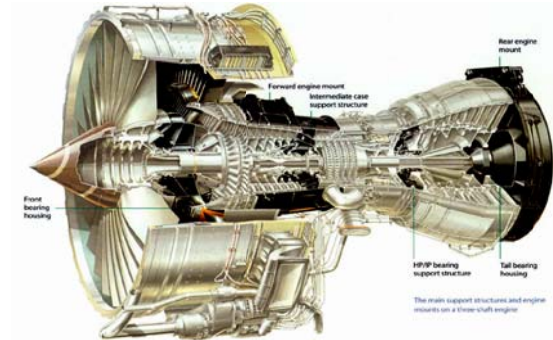
امروزه تخمین وزن در طراحی وسایل نقلیه هوایی نقش مهمی را ایفا می‌کند. بر این اساس سازندگان وسایل حمل و نقل هوایی هزینه‌های زیادی را جهت تحقیقات بر روی روش‌های مختلف کاهش وزن هواپیماها صرف می‌کنند. در راستای کاهش وزن با پرداخت هزینه بیشتر رو به استفاده از مواد مرکب<sup>۱</sup> آورده‌اند [۱].

با توجه به محل قرار گیری موتور، کاهش وزن آن می‌تواند علاوه بر کاهش وزن کلی هواپیما، نقش مهمی را در تعادل قسمت‌های طولی و عرضی هواپیما داشته باشد. همچنین، کاهش وزن موتور به افزایش حمل سوخت و در نهایت افزایش مسافت پروازی منجر شود. در هواپیماهای تجاری کاهش وزن موتور باعث افزایش حمل محموله شده و افزایش صرفه اقتصادی را در پی خواهد داشت. از منظر طراحی افزایش یک کیلوگرم وزن موتور، باعث افزایش حدوداً ۵ کیلوگرم وزن برخاست می‌شود، در نتیجه کاهش وزن موتور به عنوان سامانه پیشران منجر به کاهش وزن کل هواپیما و در انتها کاهش نیروی برخاست می‌شود.

اهمیت کاهش وزن موتور، باعث تحقیقات گسترده‌ای در مراکز طراحی این نوع موتورها توسط محققان و مهندسان طراح موتور شده است که نتایج حاصل از این تحقیقات منتشر شده است. از مهمترین بخش‌های هواپیما که سهم مهمی را در وزن نهایی پرنده دارد، سامانه پیشران است. برای تخمین وزن سامانه پیشران هوایی باید محاسبات مربوط به آن از مرحله طراحی مفهومی آغاز شود. در طراحی مفهومی محدوده وزن و مشخصات عملکردی موتور بنا بر شرایط عملکردی و مأموریت تعریف شده برای وسیله نقلیه تعیین می‌شود. بنابراین، مرحله طراحی مفهومی از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. دقت طراحی مفهومی هر چه بیشتر باشد، مسیر حرکت رسیدن به محصول نهایی روشن‌تر و مشخص‌تر خواهد بود و هرچه دقت کمتر باشد احتمال خطا در مراحل آتی بیشتر است. در نهایت، افزایش دقت در طراحی مفهومی منجر به کاهش زمان و هزینه در راه رسیدن به محصول نهایی می‌باشد.

طراحی مفهومی موتور توربوفن برای سامانه رانش هوایی با دریافت اطلاعاتی از وسیله نقلیه پرنده آغاز می‌شود. این اطلاعات شامل شرایط پروازی، مأموریت وسیله پرنده، محدودیت‌های وزنی موتور و غیره است. وزن موتور توربوفن مورد نظر برای سیستم رانش در مرحله طراحی مفهومی باید با دقت خوبی تخمین زده شود. در حال حاضر هواپیماها از

موتورهای توربوفن نسل جدید استفاده می‌کنند. اجزاء اصلی یک موتور توربوفن شامل کمپرسور، محفظه احتراق و توربین است که هر کدام شامل اجزاء و جزئیات فراوانی است.



شکل ۱- موتور توربوفن ۳ محوره [۲].

برای به دست آوردن وزن موتور توربوفن در مراحل طراحی دیدگاه‌ها و نظرات گوناگونی ارائه شده است. هر کدام از این دیدگاه‌ها بر اساس برخی پارامترهای موتور توربوفن، وزن اجزاء و در نهایت کل موتور را تخمین می‌زند. در این تحقیق به معرفی دیدگاه‌ها و روش‌های مختلف تخمین وزن اولیه موتور توربوفن و تفاوت‌ها و دقت پیش‌بینی آن‌ها پرداخته می‌شود.

## دیدگاه‌های تخمین اولیه وزن

وزن موتور توربوفن بر عملکرد و طراحی هواپیما تأثیر مستقیم دارد. از این رو، تلاش‌های زیادی برای پیش‌بینی دقیق وزن موتور توربوفن در مرحله طراحی مفهومی انجام گرفته است. پیچیدگی و تنوع طراحی موتورهای توربوفن، اهمیت تعیین پارامترهای تأثیرگذار بر وزن موتور را بیشتر کرده است. با توجه به گستردگی پارامترها و اجزای موتور دیدگاه‌های متنوعی برای برآورد اولیه وزن در طول سالیان گذشته، با استفاده از پارامترهای مختلف موتور ارائه شده است. دیدگاه‌های ارائه شده به دو دسته عمده تقسیم می‌شوند که عبارتند از [۲]:

- دیدگاه اول، مبتنی بر پیش‌بینی «وزن کل موتور» [۲] و
  - دیدگاه دوم، مبتنی بر پیش‌بینی «وزن اجزاء موتور» است، وزن اجزا موتور را به طور جداگانه برآورد کرده و سپس وزن موتور را از مجموع وزن اجزا تخمین می‌زنند [۲].
- تمایز در دیدگاه‌ها با توجه به سه پارامتر اصلی دقت مورد نیاز، پیچیدگی و دسترسی به اطلاعات اجزا موتور می‌باشد [۲]. برآورد دقیق وزن موتور تقریباً در تمام مراحل طراحی و توسعه موتور ضروری است. با این حال، در مرحله طراحی مفهومی، بسیاری از فرض‌ها و عدم قطعیت‌ها در مورد اجزای موتور و هواپیما وجود دارد که در ادامه فرآیند طراحی روشن خواهند شد. بنابراین، ارزیابی بسیار دقیق وزن برای انتخاب

1. Composite

### روش تک معادله‌ای

روش تک معادله‌ای یکی از روش‌های رویکرد تخمین وزن براساس وزن کل موتور می‌باشد. همان‌طور که از نام آن پیداست، فقط شامل یک معادله می‌باشد که وزن موتور را با چهار متغیر مرتبط می‌سازد [۲].

یکی از اولین تلاش‌ها برای ارائه رابط وزن موتور توسط وایتهد<sup>۲</sup> و براون<sup>۳</sup> در سال ۱۹۵۳ ارائه شد [۳]. این رابطه وزن موتور توربین‌گاز را با جریان جرمی ورودی به آن ارتباط می‌دهد. این رابطه برای طراحی موتور توربوجت سبک، با گذر جرمی تا ۹۰ کیلوگرم بر ثانیه استفاده می‌شود [۳]. به همین ترتیب، پنینگتون<sup>۴</sup> [۴] در سال ۱۹۵۹، رابطه بین تخمین وزن و نیروی پیشران را برای موتور توربوجت ارائه کرد.

روابط ارائه شده برای توربوجت‌ها یا توربوفن‌هایی با میزان کنارگذر کم برای کاربردهای نظامی می‌باشد. این روابط هیچ ارزش عملی برای پیش‌بینی وزن ندارد، اما دیدگاه‌هایی را در مورد پارامترهایی تأثیر گذار بر وزن موتور ارائه داده است.

در تحقیق دیگر توسط گوا<sup>۵</sup> [۵] معادله‌ای برای تخمین وزن موتور ارائه شد. برای استخراج این رابطه از اطلاعات ۳۰ موتور تولید شده توسط ۴ سازنده مختلف مورد استفاده قرار گرفت [۵]. رابطه گوا از مقایسه بین قطر فن و وزن موتور به دست آمده است [۵].

در سال ۲۰۰۰ میلادی سوبودا<sup>۶</sup> [۶] اطلاعات ۶۸ موتور توربین‌گاز با نسبت کنارگذر بیشتر از ۲ را جمع‌آوری کرد. او از طریق رسم نمودار (شکل ۲) بین پارامترها و نیروی پیشران موتور رابطه‌ای برای تخمین اولیه وزن استخراج کرد. نتیجه این کار رابطه بین نیروی پیشران در لحظه برخاستن با وزن موتور بوده است [۶]. اگرچه خطای روش سوبودا برای اکثر موتورهای مورد آزمایش ۱۰٪± است، اما همانند روش گوا و همکاران فقط از یک متغیر استفاده می‌کند که تنها برای یک برآورد اولیه بسیار خام از وزن موتور مناسب است.

ریمر<sup>۷</sup> [۷] در سال ۱۹۸۹ و جنکینسون<sup>۸</sup> [۸] و همکاران در سال ۱۹۹۹ معادلاتی با دو متغیر نسبت کنارگذر و نیروی پیشران برخاست جهت تخمین اولیه وزن موتور توربوفن ارائه کردند. ریمر به منظور تصحیح معادله خود از پایگاه اطلاعات عمومی موتورهای توربوفن استفاده کرده است [۹]. همان‌طور که ریمر پیشنهاد کرده است، این رابطه برای موتورهای توربوفن زیر صوت با نسبت کنارگذر کمتر از ۶ مناسب است و برای

اولیه مورد نظر نمی‌باشد، اما به عنوان پیشرفت فرآیند طراحی موتور، پیش‌بینی وزن موتور توربوفن، برای بهینه‌سازی عملکرد و اطمینان از کارایی مکانیکی موتور و هواپیما مورد نیاز است [۲]. از طرفی، اگر حجم قطعات موتور و خواص مربوط به مواد شناخته شده باشند، به راحتی وزن موتور محاسبه می‌شود. با این حال، هندسه نهایی اجزای موتور و حجم آن تا مرحله نهایی مشخص نیست. اگر در مراحل اولیه نیاز به تخمین وزن موتور باشد، ابتدا باید حجم جزء غایب تخمین زده شود. با توجه به این که چند روش طراحی اولیه وجود دارد، دقت، پیچیدگی و زمان محاسبه به طور قابل توجهی متفاوت است. پیچیدگی و زمان محاسبه به طور قابل توجهی می‌تواند به کاهش دقت محاسبات منجر شود. این امر با پیوند دادن تعداد محدودی از پارامترهای عملکردی و طراحی با وزن موتور قابل دستیابی است. این نتیجه به یک معادله واحد منجر می‌شود. این روش در گروه روش‌های مبتنی بر پیش‌بینی وزن کل موتور قرار می‌گیرد [۲].

سازندگان وزن اجزای موتور را ارائه نمی‌کنند و فقط وزن موتور توربوفن بیان می‌شود. این کار باعث جلوگیری از توسعه روش مبتنی بر پیش‌بینی وزن اجزای موتور شده است. در طول مرحله طراحی مفهومی، برآورد وزن موتور حتی برای سازندگان موتور چالش‌برانگیز است، زیرا فقط چند پارامتر محدود برای طراحی مشخص است. بنابراین، این امر دلیل منطقی برای توسعه تجربی روش‌هایی مبتنی بر پیش‌بینی وزن کل موتور می‌باشد، زیرا این روش نیازمند چند متغیر ورودی در مراحل اولیه طراحی می‌باشد [۲].

### رویکرد براساس وزن کل موتور

نیاز به پیش‌بینی سریع وزن موتور و کمبود داده‌ها در مرحله طراحی مفهومی، زمینه را برای توسعه بسیاری از روابط ساده فراهم کرده است. برآورد وزن کل موتور، پیچیدگی محاسبه وزن اجزای موتور را ندارد. این روش از پایگاه جامعه آماری موتور استفاده کرده و ارتباط بین پارامترهای مختلف موتور با وزن موتور را برقرار می‌کند. این روش تجربی برای تخمین وزن موتور است [۲]. با توجه به این که در این روش از پایگاه جامعه آماری استفاده می‌شود، محدود به پیش‌بینی وزن موتورهای مشابه با اطلاعات پایگاه داده می‌باشد و نمی‌تواند وزن طیف گسترده‌ای از موتورهای توربوفن را تخمین بزند. از ویژگی‌های این روش نیاز به ورودی‌های کم و سرعت در محاسبه برای رسیدن به پیش‌بینی وزن موتور از روابط تجربی است. این روش مبتنی بر سه رویکرد متفاوت است: روش تک معادله‌ای، روش کلویز و روش جرنند و رواندهیل.

2. Whitehead  
3. Brown  
4. Pennington  
5. Guha  
6. Svoboda  
7. Raymer  
8. Jenkinson

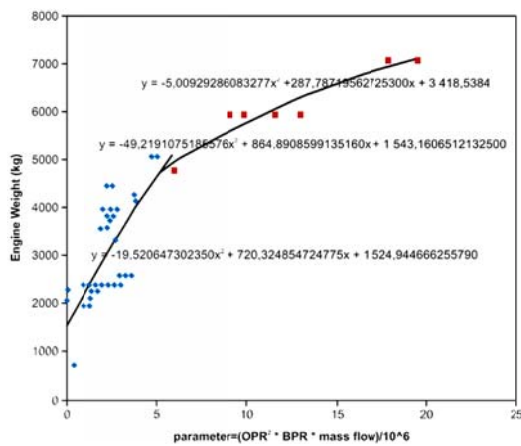
پیشنهاد کرد با در نظر گرفتن پیکربندی موتور توربوفن و تیغه‌های متغیر فن، وزن مجموعه قطعات حرکتی به ترتیب در هر مورد ۲۰ درصد افزایش پیدا می‌کند. در جدول ۱ روش‌های تک معادله‌ای و متغیرهای ورودی مورد نیاز هر یک از آنها بیان شده است.

جدول ۱- روش تک معادله‌ای [۲].

Method	Year	Weight Correlation
Whitehead and Brown	1953	$WT = f(\dot{m}_{to})$
Pennington	1959	$WT = f(FN)$
Torenbeck	1975	$WT = f(FN_{to}, \dot{m}_{to}, BPR, OPR)$
Raymer	1989	$WT = f(FN_{to}, BPR)$
Jenkinson et al.	1999	$WT = f(FN, BPR)$
Svoboda	2000	$WT = f(FN_{to})$
Guha et al.	2012	$WT = f(D_{fan})$

### روش کلویر

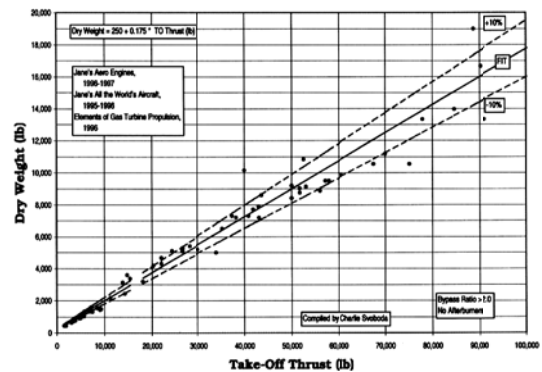
مطالعه دیگری از نتایج تحقیقات کلویر<sup>۱۰</sup> [۱۱] حاصل شد که می‌توان آن را در دیدگاه وزن کل موتور طبقه‌بندی کرد. این روش همانند سایر روش‌های بیان شده مبتنی بر پیش‌بینی وزن کل موتور، بر مبنای پایگاه داده بیش از ۱۵۰ موتور توربوفن است. با توجه به عدم موفقیت روش‌های قبل با یک متغیر برای پیش‌بینی وزن، کلویر با پارمترهایی شامل نسبت فشار کل، نسبت کنارگذر و جریان جرمی رابطه‌ای به دست آورد.



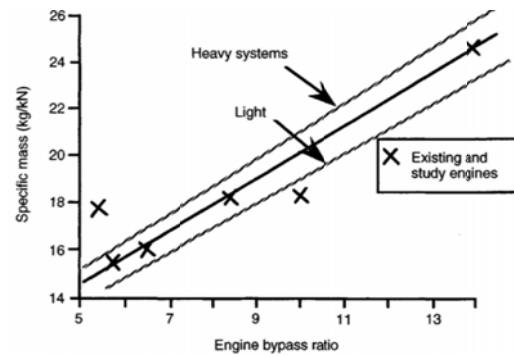
شکل ۴- نمودار روابط وزن کلویر [۱۱].

معادله کلویر بر خلاف معادلات ساده گذشته، معادله‌ای غیرخطی بین وزن و سایر متغیرهاست. به‌طور مشخص جریان جرمی و نسبت کنارگذر با یک تابع درجه ۲ و نسبت فشار کل با تابع درجه ۴ با وزن موتور رابطه دارند. با این حال لازم به ذکر است که اولین جمله معادله به دست آمده دارای ضریب منفی بوده و منجر به وزن منفی برای پارامتر با مقادیر بزرگ می‌شود. ممکن است برای مقادیر نسبت فشار بالا هم وزن موتور منفی شود زیرا این متغیر در پارامتر از مرتبه ۴ می‌باشد [۱۱]. این روش سه متغیره برای تخمین وزن موتور، برای

موتورهای توربوفن با نسبت کنارگذر بالا مناسب نیست. جنکینسون و همکاران از همه موتورها و موتورهایی با نسبت کنارگذر بالا برای اصلاح معادله خود استفاده کردند و ضرایب تصحیح را تعریف کردند. علاوه بر این، نمودار (شکل ۳) رابطه مبتنی بر چند موتور است که تعدادی از آنها از محدوده خط خارج است.



شکل ۲- نمودار روابط وزن با نیروی پیشران در لحظه برخاستن [۶].



شکل ۳- نمودار روابط وزن با نسبت کنار گذر [۸].

تورنیک<sup>۹</sup> [۱۰]، با فرض این که وزن موتور به صورت خطی با جریان جرمی هسته موتور ارتباط دارد، رابطه‌ای را بیان کرد. در این رابطه وزن قطعات متحرک متناسب با نیروی پیشران فن در لحظه برخاستن است. تورنیک [۱۰] به منظور ارائه رابط کاربردی براساس عملکرد موتور برای جریان جرمی موتور و نیروی رانش فن از یک سری تغییرات استفاده کرده است. جریان جرمی تابعی از نیروی رانش ویژه و کنارگذر در لحظه برخاستن است، درحالی که نیروی پیشران فن فقط تابعی از نسبت کنارگذر می‌باشد. علاوه بر این، وی براساس اطلاعات پایه موتور ضرایب تصحیح را تعیین کرد. در رابطه تورنیک علاوه بر دو متغیر نیروی پیشران برخاستن و کنارگذر از نسبت فشار کل و نیروی پیشران ویژه در لحظه برخاستن نیز استفاده شده است که تعداد متغیرها را به ۴ رسانده است. تورنیک

نظر گرفته می‌شود. با توجه به پیچیدگی اجزای موتور و نبود اطلاعات وزنی آن‌ها، نیاز به طراحی اولیه قبل از برآورد وزن ضروری می‌باشد. در این روش دقت تخمین وزن افزایش می‌یابد، اما پیچیدگی بیشتر شده و متغیرهای ورودی و زمان محاسبه افزایش می‌یابد.

### روش سیچسر

اولین روش‌هایی که در آن سعی شده وزن و ابعاد موتور به طور جداگانه مورد ارزیابی قرار گیرد، توسط سیچسر<sup>۱۴</sup> [۱۴] ارائه شد. نشست و برخاست عمودی و نشست و برخاست کوتاه هواپیما در این روش در نظر گرفته شده است. معادلات این روش در ابتدا براساس قوانین فیزیکی شکل گرفتند اما فرم نهایی آن‌ها با روابط یا داده‌های موجود موتور محاسبه شده‌اند. متغیرهای مورد استفاده به‌طور عمده ویژگی‌های هندسی اجزای موتور هستند و تنها پس از طراحی اولیه در دسترس می‌باشند [۱۴].

نویسندگان روش سیچسر، با در نظر داشتن تنوع داده‌های موجود، در آن زمان استفاده از این روش را تنها یک ابزار مقایسه‌ای برای پیش‌بینی وزن توصیه می‌کردند و استفاده از آن را به عنوان ابزار پیش‌بینی وزن موتور توربوفن نامناسب می‌دانستند. میزان خطای بیان شده برای این روش ۱۰ درصد است. با این حال، روش سیچسر در سال ۱۹۷۱ توسعه یافته است و خطای این روش برای تخمین وزن موتورهای توربوفن امروز، بالا و قابل توجه بوده و سطح فناوری کنونی را در بر نمی‌گیرد. در جدول ۳ محدوده متغیرهای این روش اعلام شده است [۱۴].

جدول ۳- محدوده‌های متغیر روش سیچسر [۱۴].

Component	Variable	Min Limit	Max Limit
Fan	Tip diameter [m]	0.73	2.6
	Rotor aspect ratio	2.5	7.7
	Number of stages	1	2
Compressor	Mean diameter [m]	0.34	0.98
	Number of stages	2	14
	Length/ Mean D at inlet	0.29	1.4
Combustor	Mean diameter [m]	0.40	0.91
	Mean diameter [m]	0.43	1.2
Turbine	Number of stages	2	6
	Mean speed [m/sec]	120	510
Controls & Accessories	Thrust [kN]	18	170
Frames	Estimated weight [kg]	100	2000

### روش ناسا

پرا<sup>۱۵</sup> [۱۴] در سال ۱۹۷۷ طراحی متفاوتی مبتنی بر وزن اجزا موتور را با مشارکت شرکت بوئینگ<sup>۱۶</sup> در ناسا<sup>۱۷</sup> توسعه داده است. این روش به نام اختصاری دبلیوای‌تی‌ای<sup>۱۸</sup>، وزن و ابعاد اجزای موتور توربوفن گاز را با انجام یک طراحی اولیه پیش‌بینی می‌کند. در این روش معادلات پیش‌بینی وزن و ابعاد با استفاده پایگاه داده

تعریف کامل موتور توربوفن به متغیر چهارم نیاز دارد. این متغیر می‌تواند دمای ورودی به توربین یا یک متغیر عمومی مانند نیروی پیشران (برای همه موتورهای در دسترس است) باشد و کلویبر نیز آن را در تحقیقات خود پیشنهاد کرده بود.

### روش جرنند و رواندهیل

اولین مطالعات کامل و دقیق برآورد اولیه وزن و ابعاد توربین گاز توسط جرنند<sup>۱۱</sup> و رواندهیل<sup>۱۲</sup> [۱۲] در سال ۱۹۷۰ انجام گرفته است. در این روش که مبتنی بر دیدگاه پیش‌بینی وزن کل موتور است، از اطلاعات عمومی ۳۵۰ موتور تولید شده یا در مرحله طراحی بین سال‌های ۱۹۴۰ تا ۱۹۸۰ برای توسعه این روش استفاده شده است. قطر، طول و وزن موتورهای در رابطه با پارامترهای مختلف مورد مطالعه قرار گرفته و سعی شده که نه تنها شامل جنبه‌های ترمودینامیکی، بلکه عوامل دیگر نیز باشد [۱۲]. به غیر از پارامترهای نسبت فشار کل، نسبت کنارگذر، نسبت فشار فن، جریان جرمی و دمای ورودی توربین، اطلاعات دیگر نظیر شرکت تولید کننده، صدا، عمر و تاریخ ورود به خدمت مورد توجه قرار گرفته است. با این وجود، ضرایب تصحیح که برای روابط خود استفاده کردند، بیانگر تأثیر تنها یک متغیر ورودی بر وزن موتور می‌باشد و موفق به ایجاد ارتباط بین دیگر متغیرها نشدند. علاوه بر این، اطلاعات برخی نمودارها دارای پراکندگی قابل ملاحظه‌ای بوده است به طوری که به دقت رابطه نهایی آسیب می‌رساند. خطا در این روش ۱۰ درصد اعلام شده است. اما نتایج فقط برای مطالعات مفهومی مقایسه‌ای برای موتورهای توسعه‌یافته قبل از سال ۱۹۸۰ توصیه شده است [۱۲]. علاوه بر این، محدودیت‌های خاصی برای متغیرهای ورودی تعیین شده که برای موتورهای توربوفن فعلی و آینده در نظر گرفته شده است. در جدول ۲ این محدودیت‌ها ارائه شده است. در سال ۲۰۰۹ کلمنارس<sup>۱۳</sup> [۱۳]، این روش را با برون‌یابی اطلاعات و پوشش محدوده وسیعی از نسبت فشار کل و کنارگذر اصلاح کرد.

جدول ۲- محدودیت‌های روش جرنند و رواندهیل [۱۲].

Variable	Min Limit	Max Limit
Year of First Flight	1940	1980
Bypass Ratio (BPR)	0	10
Core Mass Flow	9 kg/s	362 kg/s
Max Flight Mach Nr.	0	3

### رویکرد مبتنی بر وزن اجزای موتور

دیدگاه مبتنی بر وزن اجزای موتور، وزن هر جزء موتور را به‌طور جداگانه تخمین زده و مجموع وزن اجزاء به عنوان وزن موتور در

14. Sagerser  
15. Pera  
16. Boeing  
17. National Aeronautics and Space Administration (NASA)  
18. Weight Analysis of Turbine Engines (WATE)

11. Gerend  
12. Roundhill  
13. Colmenares

جدید برای پیش‌بینی وزن و ابعاد موتورهای توربوفن کوچک ارائه می‌داد. بر این اساس، هیل<sup>۲۲</sup> [۱۸] در سال ۱۹۸۲ کد جدیدی با عنوان دلیوای‌تی‌ای-اس را گردآوری کرد. کد جدید روش‌های محاسباتی اصلاح شده را برای توربین‌های کوچک و اجزای رایج موتورها، مانند کمپرسورهای شعاعی و توربین‌ها، ارائه داد. بعد از گذشت دو دهه، تانگ<sup>۲۳</sup> [۱۹] و همکاران در سال ۲۰۰۴ یک روش برای بهبود محاسبه وزن و عمر دیسک گنجانده شده در کدهای WATE طراحی کردند. در ادامه تونگ و نیلور<sup>۲۴</sup> [۲۰] کد WATE-2 را به محیط برنامه نویسی شی‌گرا تغییر داده و به ++WATE تغییر نام دادند.

روش پرا در نهایت با انجام اصلاحات با نام ++WATE ارائه شد. با وجود پیچیدگی‌ها، روش پرا دقیق‌ترین روش موجود برای برآورد اولیه وزن و ابعاد موتور توربوفن است و در مطالعات متعددی مورد استفاده قرار گرفته است.

### مقایسه روش‌ها

پرکلیس لولیس<sup>۲۵</sup> برای مقایسه روش‌های تخمین اولیه وزن، نتایج حاصل از آن‌ها را از نظر کمی و کیفی تحلیل و بررسی نمودند [۲]. در ادامه درباره هر یک از این نتایج توضیحات کاملی ارائه می‌شود.

### تحلیل کمی

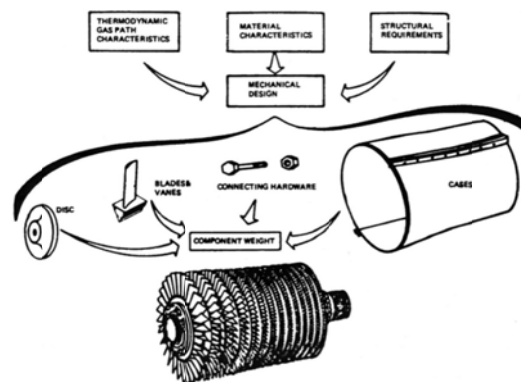
برای به‌دست آوردن تصویر بهتر از قابلیت‌ها و محدودیت‌های هر دیدگاه، تمام روش‌های پیش‌بینی وزن اولیه برای به‌دست آوردن وزن چند موتور واقعی استفاده شده است. این بررسی بر روی دقت و تعداد ورودی‌های هر روش متمرکز شده است. این آزمایش بر روی طیف گسترده‌ای از موتورهای توربوفن تجاری در اندازه‌ها، مشخصات، تولیدکنندگان و تاریخ ورود به خدمت مختلف انجام شده است. اطلاعات این موتورها عمدتاً از کتاب دایره‌المعارف موتورهای توربین‌گاز<sup>۲۶</sup> [۹] استخراج شده است. اطلاعات ترمودینامیکی مورد نیاز برخی از موتورها براساس مقادیر حداکثری بیان شده در کتاب‌های پروازی استفاده شده است.

نتایج مقایسه روش‌های تخمین وزن اولیه در جدول ۴ و شکل ۶ ارائه شده است. شکل ۶ نمودار پراکنندگی درصد خطا و وزن تخمین زده هر موتور را بر حسب وزن واقعی موتور برای هر روش نشان می‌دهد. در جدول ۴ میزان خطا، سال ارائه، تعداد ورودی روش‌های مختلف و تعداد موتورهای مورد بررسی با آن روش را بیان می‌کند.

اطلاعات موتور توربین گاز اصلاح شده است. این پایگاه داده شامل اطلاعات ۲۹ موتور توربوفن و توربوجت نظامی و تجاری درحال تولید یا توسعه در دو شرکت تولید کننده توربوفن و توربوجت می‌باشد. از تعداد ۲۹ مورد موتور انتخابی فقط ۱۲ مورد آن در حال تولید بود که این امر تعمیم روش و دقت آن را محدود می‌کند. علاوه‌براین، تنها ۷ یا ۸ مورد از موتورها برای اهداف اعتبار سنجی روش استفاده شدند [۱۵].

روش ناسا برآورد تحلیلی بوده و از یک روش محاسباتی دقیق برای مدل کردن هر جزء موتور استفاده می‌کند. به عنوان نمونه، برای محاسبه وزن کمپرسور (شکل ۵)، آن را به اجزای کوچکتر مانند پره، دیسک، پوسته و اتصالات فلزی تقسیم کرده و وزن هر کدام به صورت جداگانه محاسبه می‌شود. خطای این روش ۵ درصد گزارش شده است. ضعف اصلی این روش نیاز به متغیرهای فراوان است. البته این متغیرها در مرحله طراحی اولیه موتور تخمین زده یا محاسبه می‌شوند. علاوه‌براین، پیچیدگی روش همراه با افزایش زمان محاسبه باعث افزایش اختلالات اضافی در هنگام استفاده جهت مطالعات بهینه‌سازی می‌شود [۱۵].

پس از اینکه کد WATE اجرا شد، مجموعه‌ای از اصلاحات و بهینه‌سازی بر روی آن انجام شد. کله‌ها<sup>۱۹</sup> و فیشبچ<sup>۲۰</sup> [۱۶] با استفاده از کد ناسا یک نسخه ساده محاسباتی برای تخمین وزن موتور ارائه دادند.



شکل ۵- محاسبه وزن کمپرسور براساس روش پرا [۱۵].

اونت<sup>۲۱</sup> [۱۷] و کله‌ها که در نوشتن کد روش اصلی با پرا همکاری داشتند، اصلاحات و پیشرفت‌های متعددی در روش ایجاد کردند. روش بازبینی شده با نام WATE-2 ارائه شد. در این روش برای افزایش دقت به متغیرهای ورودی بیشتر نیاز بوده که باعث افزایش پیچیدگی آن می‌شد. همچنین، کد اصلاح شده براساس رویکرد موتورهای توربوفن بزرگ، روش

22. Hale  
23. Tong  
24. Naylor  
25. Periklis Lolis  
26. Jane's Aero Engines

19. Klees  
20. Fishbach  
21. Onat

جدول ۴- مقایسه روش‌های تخمین وزن اولیه [۲].

Method	Year	No of Cases	No of Inputs	Error
Guha et al.	2012	64	1	~ ±30%
Svoboda	2000	64	1	~ ±30%
Raymer	1989	64	2	~ ±40%
Jenkinson et al.	1999	64	2	~ -60%
Clavier	2008	64	3	~ -40 - +650%
Torenbeek	1975	56	4	~ ±25%
Gerend and Roundhill	1970	25	min 8	~ ±50%
Sagerser et al.	1971	7	min 45	~ ±25%
NASA WATE	1979	1	~ 80	(±5 - 10%)

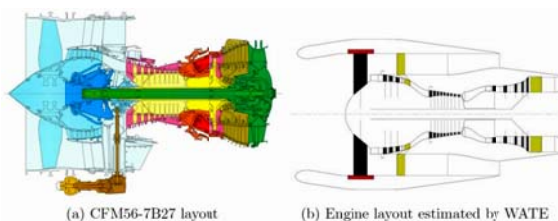
روش سه متغیر کلویر که به نسبت روش‌های قبل جدیدتر است، بیشترین خطا را به خصوص برای موتورهای توربین گاز سبک وزن داشته است. خطای محاسبات برای موتورهای با وزن ۱۵۰۰ کیلوگرم کاهش می‌یابد. اما با افزایش وزن موتورهای خطا از ۶۵ درصد شروع شده و به سمت ۴۰ درصد کم می‌شود [۲]. با توجه به مقادیر بالای خطای این روش، نقاط تخمین روش کلویر در شکل ۶ وجود ندارد.

روش جرنند و رواندهیل از پارامترهای زیادی برای محاسبه وزن موتور استفاده می‌کند که برای اکثر موتورهای در دسترس نبوده است. بنابراین، فقط ۲۵ موتور با این روش مورد آزمایش قرار گرفته است. خطای ناشی از این روش ۵۰ درصد می‌باشد. به علت قدیمی بودن و محدودیت‌های این روش، میزان خطا بالا می‌باشد. همچنین، تعداد قابل توجهی متغیرهای ورودی منجر به افزایش خطا در محاسبات شده است [۱].

همانند حالت قبل، برای روش سیجسر به علت نیاز به متغیرهای مختلف و نبود اطلاعات، آزمایش فقط با ۷ موتور انجام شد. این روش به نسبت سایر روش‌ها نتیجه بهتری داشته است، اما به علت قدیمی بودن و پارامترهای محدود، خطای آن ۲۵ درصد گزارش شده است. جکسون نوعی از روش سیجسر را برای محدوده کوچکی از موتورهای دو محور و محدوده وسیعی از موتورهای سه محور آزمایش کرده است [۱]. محدوده خطا در این آزمایش ۲۵ درصد بیان شده است [۲].

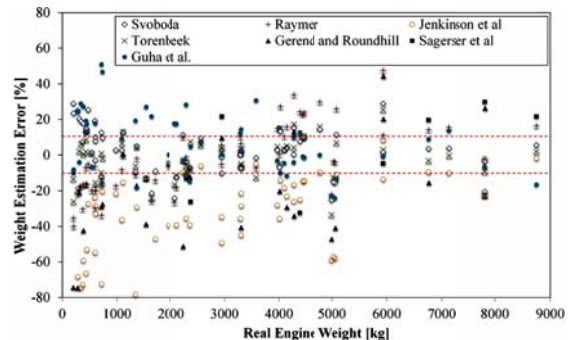
به دلیل فراوانی داده‌های ورودی مورد نیاز و عدم دسترسی به اطلاعات مورد نیاز، روش ناسا بر روی یک موتور آزمایش شد. مدل ترمودینامیکی موتور توربوفن در نرم‌افزار ساخته شد تا اطلاعات چرخه ترمودینامیکی مورد نیاز برای اجرا در کد WATE فراهم شود.

شکل ۷ طراحی محاسبه شده توسط WATE و موتور واقعی را نشان می‌دهد. وزن خشک محاسبه شده توسط WATE برای موتور حدود ۲۲۸۹ کیلوگرم است که ۴/۸ درصد کمتر از وزن ذکر شده برای موتور واقعی است [۱]. بنابراین، استفاده صحیح از کد WATE می‌تواند منجر به طراحی موتور واقع‌گرایانه و در نتیجه پیش‌بینی واقعی وزن موتور شود. این آزمایش تأییدی بر در صد خطای اعلام شده ۵ تا ۱۰ درصدی برای کد WAET است [۲].



شکل ۷- طراحی موتور با کد WATE ناسا [۲].

قطر فن برای همه موتورهای در دسترس است. بر این اساس، روش گوا برای هر ۶۴ موتور توربوفن تجاری مورد آزمایش قرار گرفت. با توجه به این که قطر فن تنها عامل اثرگذار بر روی وزن موتور نمی‌باشد، در نتیجه خطای حاصل از آزمایش‌ها ۳۰ درصد گزارش شده که بیشتر از حد مطلوب یعنی در حدود ۱۰ درصد است [۲].



شکل ۶- درصد خطا روش‌های تخمین اولیه وزن [۲].

با مشخص بودن متغیرهای کنارگذر و نیروی پیشران در لحظه برخاست، روش‌های رایج، جنکینسون و سوپودا برای تمام موتورهای توربوفن مورد آزمایش قرار گرفته است. خطای این سه روش بالاتر از خطای مورد انتظار یعنی ۱۰ درصد می‌باشد. با وجود استفاده یک متغیر ورودی نیروی پیشران در هنگام برخاست روش سوپودا دقت خوبی دارد. از سوی دیگر، روش دو متغیر رایج دقت کمتری دارد (۴۰ درصد خطا). با توجه به نمودار شکل ۶ روش سوپودا وزن موتورهای توربین گاز زیر ۲۲۰۰ کیلوگرم را بالاتر از مقدار واقعی پیش‌بینی می‌کند. اما، برای موتورهایی با وزن ۲۲۰۰ تا ۳۷۰۰ کیلوگرم خطا پیش‌بینی در حدود ۱۰ درصد می‌باشد. برای موتورهای توربوفن بزرگ با وزن بیش از ۳۷۰۰ کیلوگرم هیچ روند مشخصی را نمی‌توان شناسایی کرد. روش جنکینسون و همکاران وزن موتورهای را کمتر از وزن واقعی آن پیش‌بینی می‌کند. خطای این روش ۶۰ درصد می‌باشد. روش تورنیک چهار ورودی نیاز دارد. دو متغیر این روش برای همه موتورهای موجود نبوده است. بر این اساس با ۵۶ موتور آزمایش شده است. این روش دقت بیشتری نسبت به روش‌های قبلی داشت (۲۵ درصد). اما هنوز از حد قابل قبول ۱۰ درصد بیشتر است [۲].

### تحلیل کیفی

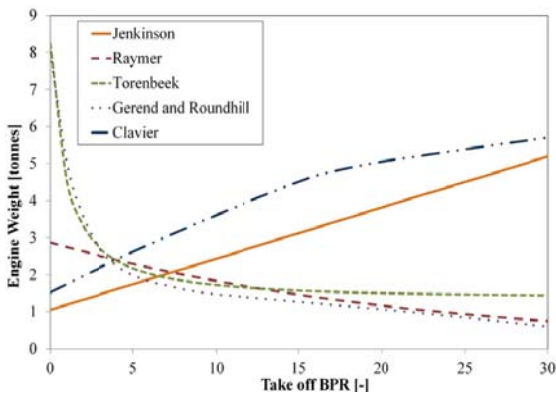
در تحلیل کیفی به بررسی تأثیر پارامترهای اصلی طراحی اولیه بر وزن موتور پرداخته می‌شود. برای این منظور یک مدل عملکردی صفر بعدی در نرم‌افزار جهت تولید اطلاعات ترمودینامیکی مورد نیاز برای روش‌های تخمین اولیه وزن ایجاد می‌شود [۲]. این اطلاعات معمولاً برای روش‌های جرد و رواندهیل و WATE نیاز است.

اندازه موتور اولین پارامتر مورد مطالعه است. زیرا، این پارامتر شامل تمامی روش‌های تخمین وزن اولیه مورد بررسی بوده است. در هر روش ضریب اثر اندازه در رابطه وزن با نیروی پیشران، جریان جرمی ورودی یا قطر فن اعمال می‌شود. نمودار شکل ۸ روند پیش‌بینی وزن توسط روش‌های استفاده‌کننده از نیروی پیشران به عنوان ورودی را همراه با موارد واقعی موتورها نشان می‌دهد. نمودار نیروی پیشران برخاستن بر حسب وزن موتور در تمام شش روش، خطی یا تقریباً خطی می‌باشد. همگی در نیروی رانش کم از یک نقطه شروع شده و در مقادیر بالا نیروی پیشران با هم متفاوت بوده و از هم دور می‌شوند. در روش سوپودا فقط نیروی پیشران برخاستن به عنوان متغیر در نظر گرفته شده است. در این روش از گذراندن خط از بین داده‌های آماری موتور در نمودار پراکندگی استفاده شده است. از نمودار شکل ۸ این طور مشخص است که روش سوپودا انطباق خوبی با اطلاعات موتورهای واقعی دارد [۲].

رابطه نیروی پیشران با وزن، رابطه‌ای مستقیم نیست. نیروی پیشران با افزایش سرعت جت خروجی یا افزایش جریان جرمی و قطر افزایش می‌یابد. در حالت اول افزایش نیروی پیشران، وزن موتور کم می‌شود. درحالی‌که در مرحله دوم افزایش نیروی پیشران تأثیر مستقیم بر وزن دارد و باعث افزایش قابل توجه وزن موتور می‌شود.

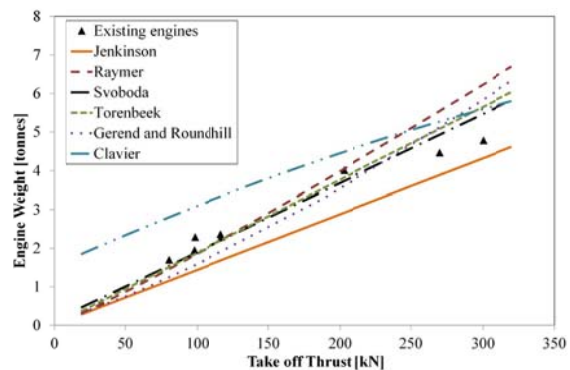
در روش‌هایی که نیروی پیشران به عنوان متغیر ورودی استفاده می‌شوند، بین موتورهایی که نیروی پیشران برابر دارد، امکان تشخیص اختلاف قطرهای فن وجود ندارد [۲]. انتخاب قطر برای نیروی رانش مشخص رویه معمول در مراحل طراحی اولیه موتور است. بر این اساس، برای تحلیل بهینه‌سازی موتور امکان استفاده از روش‌هایی که در آنها فقط نیروی رانش به عنوان ورودی استفاده می‌شود، نیست.

در گام بعدی اثر کنارگذر در روش‌های تخمین اولیه وزن بررسی می‌شود. بنابراین، بررسی تأثیر کنارگذر بر تخمین وزن برای روش‌های جنکینسون، رایم، تورنیک، جرد و رواندهیل طبق نتایج ارائه شده در شکل ۹، انجام شده است. متأسفانه در این مطالعه اطلاعات واقعی موتور با مشخصات مشابه به منظور مقایسه پیش‌بینی‌ها وجود ندارد [۲].



شکل ۹- نمودار وزن بر حسب کنارگذر [۲].

همان‌طور که در شکل ۹ مشخص است، رایم با فرض افزایش کنارگذر، کاهش وزن اصلی را بیشتر از افزایش وزن فن در نظر گرفته است. احتمالاً در روش رایم قطر موتور توسط نیروی رانش ثابت فرض می‌شود. به همین دلیل با افزایش کنارگذر وزن موتور کاهش می‌یابد. روش تورنیک همانند روش رایم از همان اصول پیروی می‌کند. با این وجود در کنارگذر کم، کاهش کنارگذر باعث افزایش بیشتر وزن می‌شود. این رفتار احتمالاً به دلیل تأکید بر قطر موتور با داشتن نیروی رانش و رانش ویژه ثابت در رابطه است. رایم از سوی دیگر احتمال می‌دهد که کنارگذرهای بسیار کم نیز باعث کاهش قطر موتور می‌شود. روش جرد و رواندهیل یک منحنی شبیه منحنی

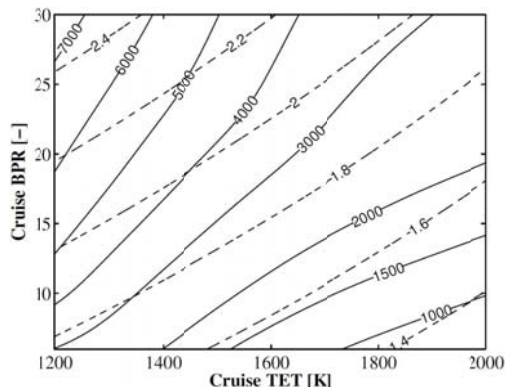


شکل ۸- نمودار وزن بر حسب نیروی رانش برخاستن [۲].

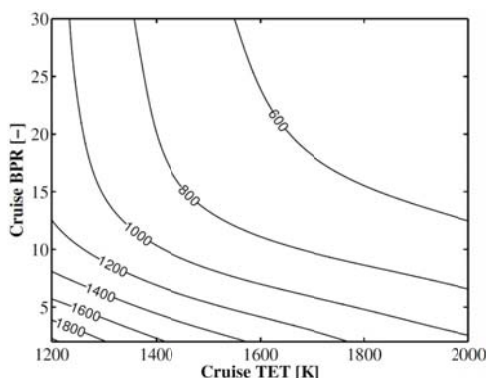
نکته قابل توجه در این مرحله تفاوت مهم تأثیر شاخص‌های نیروی رانش، جریان جرمی و قطر فن بر اندازه موتور می‌باشد. قطر فن تأثیر مستقیم بر حجم و جرم موتور دارد [۲]. جریان جرمی با مربع قطر فن متناسب است از این رو یک پارامتر ابعادی می‌باشد. همچنین، محدودیت‌های فنی دیگر مانند عدد ماخ و نسبت مرکز به نوک پره فن در اندازه قطر فن تأثیر دارد. اگر در چند موتور سطح تکنولوژی، عدد ماخ و نسبت مرکز به نوک پره فن برابر باشد، تأثیر جریان جرمی بر وزن همانند تأثیر قطر فن بر وزن موتور است [۲]. از طرف دیگر،



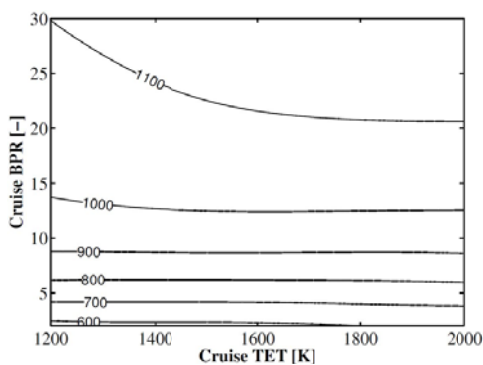
روش‌های تخمین اولیه وزن موتور توربوفن



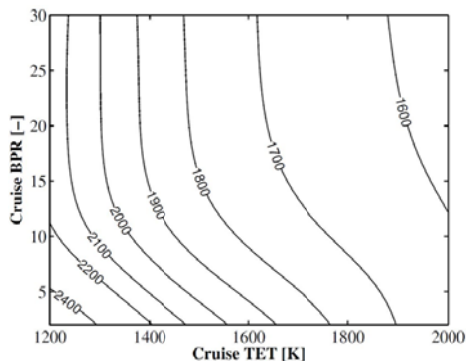
شکل ۱۰- پیش‌بینی وزن موتور با کد WATE به کیلوگرم و خط چین قطر موتور به متر [۲].



شکل ۱۱- وزن مولد گاز در معادله توربیک به کیلوگرم [۲].



شکل ۱۲- وزن دستگاه‌های حرکتی در معادله توربیک به کیلوگرم [۲].



شکل ۱۳- وزن کل موتور در معادله توربیک به کیلوگرم [۲].

توربیک را رسم می‌کند، که بیانگر اصول مشترک در این روش‌ها می‌باشد [۲]. از طرف دیگر، جنکینسون و کلویر دقیقاً رویکرد مخالف بالا را دنبال می‌کنند. آن‌ها معتقدند افزایش اندازه و وزن فن بیش از کاهش وزن هسته موتور است. از این‌رو، کل وزن با افزایش کنارگذر افزایش می‌یابد. براساس فرضیه‌های مختلف هر دو روند مذکور برای کنارگذر معتبر است. برای اطمینان از اعتبار نتایج، در زمان استفاده از این روش‌ها باید فرضیات بیان نشده در روش‌ها را در نظر گرفت. باید در روش‌های جرد و رواندهیل و توربیک اثر قطر و کنارگذر به صورت جداگانه مورد توجه قرار گیرد.

اثر دو عامل قطر و کنارگذر (اندازه هسته) برای روش‌های جرد و رواندهیل و توربیک بیشتر مورد توجه است. این دو روش که مبتنی بر تخمین وزن کل موتور هستند، اثرات قطر و کنارگذر را وابسته به هم در نظر می‌گیرند. همچنین، این دو پارامتر را از نیروی پیشران موتور جدا می‌کنند. این مقایسه شامل کد WATE ناسا هم می‌شود و انتظار می‌رود با توجه به دقت این روش نتایج واقع بینانه‌تری حاصل شود [۲].

نتایج حاصل از کد WATE اولین بار برای تعیین پایه برای مقایسه روش‌ها استفاده می‌شود. شکل ۱۰ نشان می‌دهد که وزن بعد از تغییر قطر فن، با کنارگذر یا دمای ورودی به توربین یک رابطه ثانویه دارد.

پیش‌بینی‌های وزن براساس معادله توربیک در شکل ۱۱ تا شکل ۱۳ نشان داده شده است. در شکل ۱۱ تغییرات جمله اول معادله توربیک که وزن هسته را نشان می‌دهد، ارائه شده است. برای کنارگذرهای ثابت با افزایش قطر فن، اندازه هسته موتور افزایش می‌یابد و در نتیجه وزن هسته موتور افزایش می‌یابد. با قطر فن ثابت و افزایش کنارگذر، قطر هسته کاهش پیدا می‌کند که منجر به کاهش وزن هسته موتور می‌شود. در همان حال، با افزایش اندازه فن، وزن هسته افزایش می‌یابد که در شکل ۱۲ نشان داده شده است. همان‌طور که در شکل ۱۲ نشان داده شده است، افزایش قطر در یک کنارگذر ثابت باعث کاهش وزن فن موتور می‌شود. این رفتارها در معادله توربیک احتمالاً به دلیل وابستگی وزن فن به کنارگذر و نیروی پیشران کل می‌باشد. این بدان معنی است که در شرایط ثابت بودن نیروی پیشران، مانند موارد به کار رفته در این بررسی، اثر قطر به درستی در نظر گرفته نمی‌شود. در نهایت در شکل ۱۳ تغییرات وزن کل نشان داده شده است. براساس نتایج به دست آمده مشخص است که تغییر وزن هسته به وزن کل غلبه می‌کند [۲].

ثابت است ولی طراحی هواپیما تغییر می‌کند، مطرح می‌شود. این روش‌ها تأثیرات پارامترهای طراحی اولیه موتور را در نظر نمی‌گیرند. بر این اساس استفاده از این روش‌ها برای بهینه‌سازی مناسب نیست. در محاسبه اولیه وزن موتور برای مطالعه بهینه‌سازی، حداقل باید به صورت جداگانه اثر قطر و کنارگذر که به ترتیب با فن و هسته موتور ارتباط دارد، بررسی کرد.

معایب اصلی تحلیل مبتنی بر مجموعه کل موتور مانند روش‌های جرنند و رواندهیل وابستگی به اطلاعات موتور است. این اطلاعات منعطف و با هم هماهنگ نیستند و موجب عدم اطمینان می‌شود. شایع‌ترین عدم قطعیت مواجهه با شرایط پروازی در ارتباط با مقدار پارامتر موتور است. به‌طور مثال، برای یک موتور اگر نسبت فشار کل در لحظه برخاستن، بالا رفتن و صعود و حالات دیگر ارائه شود، یک تصویر اشتباه از اثر نسبت فشار بر وزن ایجاد می‌شود.

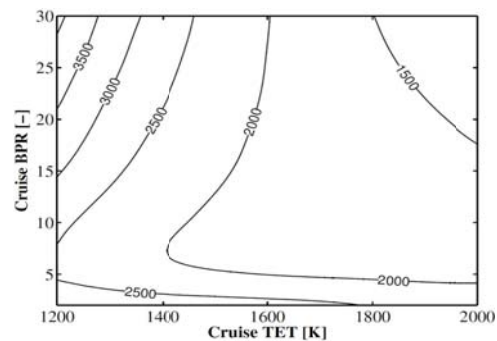
محققان معمولاً تمایل به روش‌های مبتنی بر اجزا دارند. در این روش‌ها امکان طراحی و وزن هر جزء به طور جداگانه میسر است حتی اگر یک موتور جدید باشد. زمانی که نیاز به پوشش بیشتر برای فضای طراحی باشد، کار مشکل‌تری در پیش است. اگر چه این روش برای مطالعات طراحی دقیق‌تر است، احتمالاً برای رسیدن به طراحی ترمودینامیکی نیاز به تمرین و صرف زمان می‌باشد. در چنین موردی که نیاز به ساخت سریع مدل است، بهتر است مدل براساس روش وزن مخصوص کل موتور که به درستی روند را با محدودیت‌ها و مفروضات تعریف شده برای مطالعه طراحی تعریف می‌کند، ساخته شود. سپس، می‌توان مدل مورد نظر را برای ایجاد یک مدل برگشتی سریع که اثر قطر و کنارگذر را در بر می‌گیرد استفاده کرد. این مدل برای یک مطالعه طراحی و توسعه توربوفن انجام می‌شود.

رویکرد ترکیبی پیشنهادی باعث ایجاد همکاری و مزایای

زیر در مقایسه با دو دیدگاه جداگانه می‌شود:

- نسبت به دیدگاه اجزا نیاز به تلاش کمتر و سرعت بیشتر است. بدین ترتیب برای مطالعات طراحی پیشرفته ترمودینامیکی سطح بالا مناسب است. مدل برگشتی لازم است برای هر پیکربندی موتور یک بار ساخته شود.
- اگر یک روش مبتنی بر مؤلفه‌های قابل اعتماد باشد، نیازی به اطلاعات موتور واقعی نیست. از آن می‌توان برای تولید اطلاعات موردنیاز مدل برگشتی استفاده کرد.
- در مقایسه با داده‌های واقعی موتور، داده‌های تولید شده توسط روش مؤلفه‌های منسجم، به گونه‌ای است که براساس یک فرضیه مشابه هستند و مربوط به معماری موتور مشابه است. عدم اطمینان نسبت به وضعیت پرواز

نتایج تجزیه و تحلیل روش‌های جرنند و رواندهیل در شکل ۱۴ نشان داده شده است. رفتار نمودار برای کنارگذرهای کمتر از ۵، مشابه روند توربینک است. برای کنارگذرهای بیشتر از ۵ نتایج شبیه کد WATE می‌باشد. در منطقه کنارگذر کمتر از ۵، برای کنارگذرهای ثابت، افزایش قطر تأثیر کمی بر وزن موتور دارد، در حالی که در منطقه کنارگذر بالای ۵ افزایش وزن بیشتر است. در هر دو منطقه نمودار افزایش کنارگذر در قطر ثابت به وضوح وزن موتور را افزایش می‌دهد [۱]. بعد از یک خط ثابت دمای ورودی به توربین، ابتدا وزن تا زمانی که کنارگذر کمتر از ۵ می‌باشد وزن موتور کاهش می‌یابد و بعد از آن شروع به افزایش می‌کند. علت آن، اثرات مقاومت کاهش اندازه هسته در کنارگذر کمتر از ۵ و افزایش قطر در کنارگذر بیشتر از ۵ می‌باشد. این روند با نتایج کد WATE که در دمای ثابت ورودی به توربین، افزایش قطر همیشه در طول افزایش کنارگذر غالب بوده و وزن در نهایت افزایش می‌یابد، هم خوانی ندارد. دلیل این امر در موتور مرجع مورد استفاده توسط جرنند و رواندهیل می‌باشد. موتور مرجع مورد استفاده یک موتور توربوجت سال ۱۹۶۲ با کنارگذر یک و نسبت جریان جرمی به وزن ۱۴ می‌باشد. همان طور که توسط دوولرلز<sup>۲۷</sup> [۲] نشان داده شد، موتورهای توربوفن مدرن نسبت وزن به جریان جرمی نزدیک به ۱۶ دارند. مقدار کم و قدیمی که توسط جرنند و رواندهیل استفاده شد، منجر به کاهش اثر قطر در پیش‌بینی و کاهش وزن اولیه با افزایش کنارگذر در نمودار شکل ۱۴ شده است. در انتها این طور نتیجه گیری می‌شود که روش‌های توربینک، جرنند و رواندهیل در یک روند مشابه، پیش‌بینی‌های بالاتری در مقایسه با کد WATE دارند. از این رو، آن‌ها برای استفاده در یک مطالعه طراحی اولیه موتور توصیه نمی‌شود [۲].



شکل ۱۴ - تخمین وزن جرنند و رواندهیل به کیلوگرم [۲].

## نتایج

مدل‌های تک معادله‌ای مانند: رایم، جنکینسون، توربینک و سوبودا معمولاً برای تخمین اولیه وزن موتور در حالتی که موتور

- [10] Torenbeek., E., "Synthesis of Subsonic Airplane Design", *Martinus Nijhoff publishers*, 1975.
- [11] Clavier, J., Aero gas turbine engine design project (AVIC). Ultra high bypass ratio (12-14) study, (Master's Thesis), University of Craneld, 2008.
- [12] Gerend, R. P. and Roundhill, J. P., "Correlation of gas turbine engine weights and dimensions," In Propulsion Joint Specialist Conference, AIAA, Vol. 669, 1970, pages 1-7.
- [13] Colmenares Quintero, R.F., Techno-economic and environmental risk assessment of innovative propulsion systems for short-range civil aircraft, (Ph.D. Thesis), University of Craneld, April 2009.
- [14] Sagerser, D. A., Lieblein, S. and Krebs, R. P., "Empirical expressions for estimating length and weight of axial-ow components of VTOL powerplants," *Technical Report TM X-2406, NASA, December 1971.*
- [15] Pera, R.J., Onat, E., Klees, G. W. and Tjonneland, E., "A method to estimate weight and dimensions of aircraft gas turbine engines." Vol. 1, Method of analysis nal report Technical Report NASA-CR-135170, NASA, 1977.
- [16] G. W. Klees and L. Fishbach, H., "Aircraft engine weight estimation method," *Proceedings of the thirty-seventh annual conference of the Society of Allied Weight Engineers*, number 1248. SAWE, May 1978.
- [17] Onat, E. and Tolle, F.F., "An extension of engine weight estimation techniques to compute engine production cost," Technical Report N62269-78-C-0286, Naval Air Development Center, 1979.
- [18] Hale, P.L., "A method to estimate weight and dimensions of small aircraft propulsion gas turbine engines," Technical Report NASA-CR-168049, NASA - Garrett turbine engine company, 1982.
- [19] Tong, M.T., Halliwell, I. and Ghosn, L. J., "A computer code for gas turbine engine weight and disk life estimation," *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol.126, No. 2, 2004, pp.265-270.
- [20] Tong, M. T. and Naylor, B. A., "An object-oriented computer code for aircraft engine weight estimation," *In Proceedings of the ASME Turbo Expo*, Vol. 1, 2008, pages 1-7.

در ارتباط با مقادیر پارامترهای ترمودینامیکی و عدم اختلاف نظر به دلیل عملکردهای مختلف تولید کننده و یا سطح تکنولوژی وجود ندارد.

هرچند به نظر می‌رسد رویکرد ترکیبی فوق گویا به نظر می‌رسد اما هرگز در گذشته مورد استفاده قرار نگرفته است و وعده یک راه حل ساده برای تقاضای روش پیش‌بینی وزن سریع و قابل اعتماد است که مستقل از دسترسی به داده‌های واقعی وزن است.

## مراجع

- [1] Ravi, B., Deo, J., Starnes, H., Richard, Jr., and Holzwarth, C., "Low-Cost Composite Materials and Structures for Aircraft Applications," Paper presented at the RTO AVT Specialists' Meeting on "Low Cost Composite Structures", held in Loen, Norway, 7-11 May 2001.
- [2] Lolis, P., Development of a Preliminary Weight Estimation Method for Advanced Turbofan Engines, (Ph.D. Thesis), University of Craneld, 2014.
- [3] Whitehead, L. T. and Brown., J., "A mechanical design for a lightweight turbo-jet engine and the variation of engine weight with size," *National gas turbine establishment*, Memorandum M.177, August 1953.
- [4] Pennington, W.A., "Choice of engines for aircraft", *Shell Aviation News*, January 1959, pages 14-19.
- [5] Guha, A., Boylan, D. and Gallagher, P., "Determination of optimum specic thrust for civil aero gas turbine engines: A multidisciplinary design synthesis and optimisation", *Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 227, No.3, 2012.
- [6] Svoboda, C., "Turbofan engine database as a preliminary design tool", *Journal of Aircraft design*, Vol.3, 2000, pp.17-31.
- [7] Raymer, D. P., "Aircraft design: A conceptual approach", *AIAA*, 1989.
- [8] Jenkinson, L. R., Simpkin, P. and Rhodes, D., *Civil Jet Aircraft Design*, Butterworth-Heinemann, 1999.
- [9] Daly, M., editor. *Jane's aero-engines*. 28<sup>rd</sup> Ed, IHS Janes, September 2010.