

طراحی هواپیمای ۱۲ سرنشین با روش متداول و آماری راسکم با کاربری ایرتاکسی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۳/۰۸/۰۷

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۳/۰۹/۲۰

کد مقاله: ۸۲۷۱۶

ایمان فزونی تلوکی*^۱، علیرضا طلوعی^۲، سید مهدی نوری^۳

چکیده

ایرتاکسی در ادبیات هوانوردی به هواپیماهایی گفته می‌شود که: ۱ - سبک با ظرفیت محدود بین ۶ تا ۲۰ سرنشین ۲ - پرواز خارج از محدوده برنامه های پروازی ۳ - با قابلیت نشست و برخاست در هر نوع باند زمینی باشند. با توجه به فواصل شهرها در کشور ایران از این نوع وسایل پرنده مسافرتی در جهت کاهش هزینه‌ها و همچنین کاهش زمان و نیز تسریع در جابه جایی، هم برای مشتری و هم برای عوامل خدماتی می‌توان به نحو احسن استفاده نمود. لذا در این مقاله یک هواپیما بر اساس استاندارد (FAR 25) با ظرفیت ۱۲ سرنشین بر اساس روش های آماری راسکم طراحی شده است که تا سقف ۲۲۰۰۰ پا و در مسافت ۷۰۰ ناتیکال مایل با سرعت کروز ۱۸۰ نات به عنوان یک تاکسی هوایی و مناسب با شرایط آب و هوایی ایران پرواز می‌کند. در این استفاده شده است.

واژگان کلیدی: هواپیمای ایرتاکسی، سبک با ظرفیت محدود، بدون برنامه پروازی، روش راسکم، ۱۲ سرنشین، شرایط آب و هوایی ایران، FAR 25

۱- دانشجوی دکتری مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی: taloukifi@gmail.com

۲- دانشیار دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی: toloei@sbu.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری مهندسی برق، پژوهشگاه هوافضا: smnouri1000@yahoo.com

۱- مقدمه

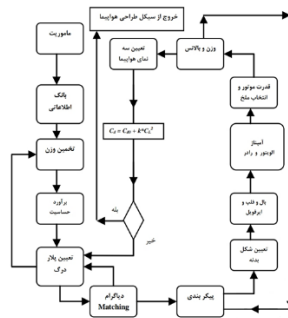
امروزه روشهای مختلفی از جمله شیوه معروف آماری راسکم و شیوه های متعدد کامپیوتری برای طراحی هواپیما در ابعاد و حجم مختلف وجود دارد. با توجه به پیشرفت وسیع و گسترده علوم کامپیوتری و استفاده آن در علوم مختلف از جمله علوم هوایی، باز هم همچنان در طراحی های مختلف همچنان از روش آماری راسکم استفاده می شود. در اینجا نیز بر اساس اطلاعات پایه ای و آماری با توجه به سادگی تکنولوژی پرنده مورد طراحی، روند طراحی مبتنی بر فلوجارت شکل (۱) پیش رفته شده است. با استفاده از این فلوجارت سیکل های مختلف طراحی را بررسی نموده و تصمیم ها جهت پیشرفت کار اتخاذ شده است. لازم به ذکر می باشد که با توجه به فلوجارت در مواردی که تایچ مطلوب حاصل نشد، از سیکلهای برگشتی جهت بازبینی و اصلاح استفاده شد. با توجه به توضیحات، در زیر بر اساس داده ها و اطلاعات و همچنین مشخصات ماموریت مراحل طراحی ارائه شده است.

۲- مشخصات ماموریت^۱

جدول (۱): مشخصات پرواز

Passenger	12	LR	1050 ft	Loiter Time	0.8 h
Crew	3	AT (Tehran)	100 F°	Pressurization	6000-22000 ft
Range	700 NM	Cruise Speed	180 KT	Engine	2× Turboprop
Ceiling	22000 ft	Cruise Altitude	1000 ft	Certification	FAR 25
ROC	7.45 s	TRMH	15 MIN	-	-
TR	1200ft	AOEPUC	75%	-	-

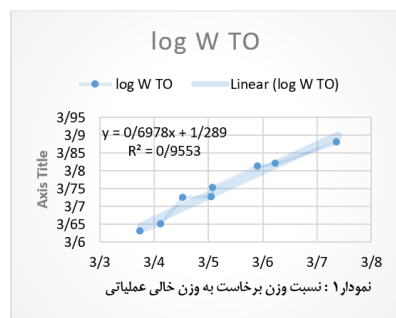
- AOEPUC : The amount of engine power used in cruise
- TRMH : Time to reach maximum height



۳- تخمین وزن

فرایند تخمین وزن هواپیما بر اساس پروفیل شکل (۲) انجام پذیرفته است. در وهله اول نیاز به تعیین حداکثر وزن برخاست می باشد که خود شامل وزن خالی عملیاتی هواپیما، وزن سوخت و وزن مسافری می باشد. در این خصوص از پارامترهای (A) و (B) جهت ارتباط بین حداکثر وزن برخاست و وزن خالی هواپیما (۱) نیز استفاده می شود که از رگرسیون خطی بین وزنهاى برخاست و وزن خالی هواپیماهای همرده استخراج می شود.

شکل (۱): فلوجارت روند طراحی با شیوه آماری یک هواپیما



خروجی های حاصل از نمودار ۱

جدول (۲): پارامترهای خروجی رگرسیون خطی

A = 0.6978	B = 1.289
------------	-----------

$$\log W_{TO} = A + B \log W_E$$

۱

۳-۱-مرحله اول

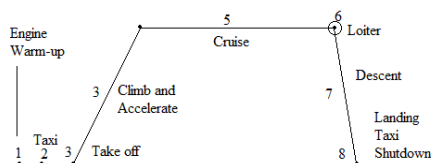
حد اکثر وزن برخاست این هواپیما

$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL}$$

۲

بر اساس بر اساس اطلاعات موجود از وزن کل چند هواپیمای همبرده بهترین وزن تخمین زده شد.

$$W_{TO} = 13850 \text{ lb}$$



شکل (۲): مراحل مختلف پرواز

۳-۲-مرحله دوم

وزن عملیاتی خالی هواپیما

$$W_{OE} = W_E + W_{TFO} + W_{CREW}$$

$$W_E = W_{TO} - (W_P + W_{F_{res}} + W_{Fused} + W_{TFO} + W_{CREW})$$

$$W_{TFO} = 0.005 W_{TO}$$

$$W_{CREW} = 615 \text{ lb}$$

$$W_P = 2580 \text{ lb}$$

۳-۳-مرحله سوم

تعیین وزن سوخت (W_F)

$$W_F = W_{F_{used}} + W_{F_{res}}$$

$$W_{F_{res}} = 0.25 W_{F_{used}}$$

۳-۳-۱-وزن سوخت رزرو

که از رابطه (۸) به دست آمد:

$$W_{F_{res}} = W_{TO} (1 - M_{ff}) A$$

$$M_{ff} = \frac{W_1}{W_{TO}} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8}$$

با توجه به شکل (۲) به جز مرحله ۵ و ۶ که با توجه به سفارش مشتری بر اساس روابط برگزیده (۱۰) محاسبه گردید، باقی نسبتها از کتاب راسکم قابل اقتباس می باشد.

جدول (۳): نسبتهای وزنی داده شده در کتاب راسکم

$\frac{W_1}{W_{TO}}$	۰,۹۹	$\frac{W_4}{W_3}$	۰,۹۸۵	$\frac{W_7}{W_6}$	۰,۹۸۵
$\frac{W_2}{W_1}$	۰,۹۹۵	$\frac{W_5}{W_4}$	۰,۸۶۸	$\frac{W_8}{W_7}$	۰,۹۹۵
$\frac{W_3}{W_2}$	۰,۹۹۵	$\frac{W_6}{W_5}$	۰,۹۷۰	$\frac{W_9}{W_8}$	۰,۹۵۰
$\frac{W_4}{W_3}$		$\frac{W_7}{W_6}$		$\frac{W_8}{W_7}$	

$$R_{(Propeller)} = 375 \left(\frac{\eta_p}{c_p}\right)_{cr} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{cr} \cdot \ln\left(\frac{W_4}{W_5}\right)$$

$$\Rightarrow \frac{W_4}{W_5} = 0.868$$

$$E_{(Propeller)} = 375 \left(\frac{1}{V}\right) \cdot \left(\frac{\eta_p}{c_p}\right)_{loiter} \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{loiter} \ln\left(\frac{W_5}{W_6}\right)$$

$$\Rightarrow \frac{W_6}{W_5} = 0.970$$

$$\Rightarrow M_{ff} = 0.755$$

۳-۳-۲- با بازگشت به فرمول (۸) $W_{F_{res}}$ به دست آمد.

$$W_{F_{res}} = 2367.80985$$

بر اساس رابطه (۷) W_{used} نیز به دست آمد.

$$W_{used} = 591.952$$

بر اساس رابطه (۶) وزن سوخت هواپیما به دست آمد

$$W_f = 2959.76185$$

۳-۴ - مرحله چهارم

با مقادیر بالا ، با جایگزاری مقادیر بالا ، ابتدا در رابطه (۴) و سپس در رابطه (۳) وزن خالی و همچنین وزن خالی عملیاتی به دست آمد.

$$W_E = 7695.23815 \text{ lb}$$

$$W_{OE} = 8379.48815$$

۳-۵ - مرحله پنجم

در این مرحله با توجه به نمودار (۱) و همچنین رابطه لگاریتمی (۱) از رابطه تکنولوژی بین وزن خالی و حداکثر وزن برخاست چند هواپیمای هم‌رده به صورت برازش از اطلاعات موجود بدست آمده است . بنابراین می توان وزن خالی را با داشتن وزن برخاست محاسبه نمود .

$$\log W_{TO} = 0.6977 + 1.2895 \log W_E$$

$$\log W = 2.669$$

۳-۶ - مرحله ششم

با مقایسه وزن تخمین زده شده آزمایشی با وزن خالی محاسباتی به خطای زیر ۰.۵٪ رسید که این خطا قابل قبول بوده و نشان دهنده آن است که روند محاسبات وزن درست می باشد .

$$\text{Error} = 0.426 < 0.5$$

۴ - بررسی حساسیت

بعد از انجام محاسبات مربوط به تخمین وزن ، با توجه به تخمینی بودن بعضی از کمیت‌های به کار برده شده و متغیر بودن آنها، می توان چگونگی تغییر وزن برخاست را نسبت به تغییر هر یک از این پارامترها محاسبه نمود. محاسبه حساسیت نتایج به شرح زیر می باشد.

- تعیین پارامترهایی که بر طراحی حاکم هستند

- تعیین نیاز به تغییر تکنولوژی برای طراحی هواپیما برای پاسخگویی به نیاز مورد نظر

- تاثیر پارامترهای مختلف در آنالیز حساسیت که برای به دست آوردن یکیا چند قابلیت جدید عملیاتی جدید مورد نیاز است .

- مشخص شود که برای به دست آوردن یکیا چند قابلیت جدید عملیاتی جدید ، چه سطحی از تغییرات فنی باید در طراحی اعمال شود . حساسیت ها نسبت به پارامترهای زیر تحت فرمول های مندرج در کتاب راسکم اعمال شدند.

۱ - حساسیت وزن برخاست به وزن محموله

۲ - حساسیت وزن برخاست به وزن خالی

۳ - حساسیت وزن برخاست به برد.

۴ - حساسیت وزن برخاست به برد مداومت پروازی ۵ - حساسیت وزن برخاست به سرعت

۶ - حساسیت وزن برخاست به مصرف سوخت ویژه ۷ - حساسیت وزن برخاست به نسبت پرا به پسا

۵ - بررسی کارایی

* موارد مورد نیاز جهت بررسی کارایی

۱ - سرعت واماندگی^۱

۲ - طول باند مورد نیاز برای برخاست^۲

۳ - طول باند مورد نیاز برای فرود^۳

۴ - سرعت کروز (در بعضی مواقع سرعت حداکثر) .

۵ - نرخ صعود^۴

۶ - زمان صعود برای رسیدن به ارتفاع تعیین شده^۵

1 Stall Speed

2 Take Off Length

3 Landing Length

4 Rate Of Climb

5 Time To Climb

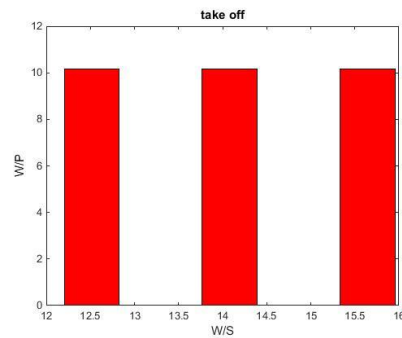
در این مقاله از هواپیمای (King Air B 100) به عنوان هواپیمای هدف استفاده شد .
* پارامترهای مورد نظر در این بخش به شرح زیر می باشند .

الف - مساحت بال (S) . ب - تراست برخاست T_{TO} یا توان برخاست P_{TO} . پ- حداکثر ضریب برای مورد نیاز برخاست (Flap Down) : C_{L Max} . ت - حداکثر ضریب لیفت برخاست مورد نیاز (C_{L Max TO}) . ث - حداکثر ضریب لیفت مورد نیاز فرود (C_{L Max L}) یا (C_{L Max PA})

۵- ۱- تخمین سرعت واماندگی (V_s)

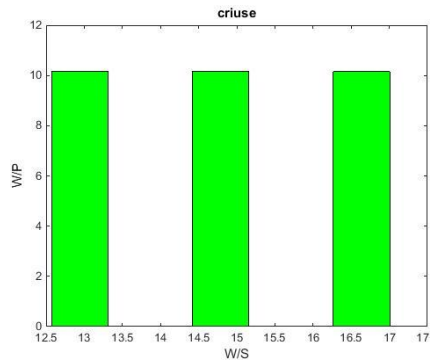
در این قسمت با توجه به رابطه (۱۱) و (C_{L Max}) های مختلف با توجه به سرعت استالهای تخمین زده شده نمودار (W/S) را بر حسب (W/P) در مراحل مختلف ترسیم می نماییم .

۵- ۱- ۱- در حالت برخاست نمودار (۲)



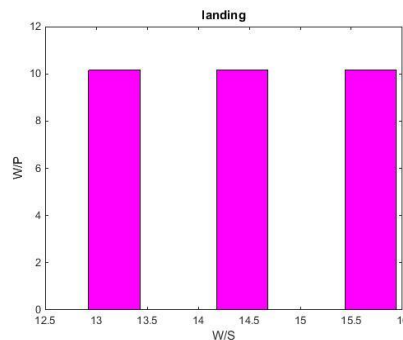
نمودار ۲: تخمین سرعت واماندگی در حالت برخاست

۵- ۱- ۲- تخمین سرعت واماندگی (نمودار ۳) در مرحله کروز



نمودار ۳: تخمین سرعت واماندگی در حالت کروز

۵- ۱- ۳- تخمین سرعت واماندگی (نمودار ۴) در مرحله فرود



نمودار ۴: تخمین سرعت واماندگی در حالت فرود

$$W = \left(\frac{1}{2} \rho V_S^2 \right) S \times C_{L \text{ Max(TO)}}$$

$$\left(V_{s(cr)} = 115 \frac{ft}{s} ; \rho = 0.001183 \frac{slug}{ft^3} \right),$$

$$\frac{w}{s} = 17.56$$

$$W = \left(\frac{1}{2} \rho V_S^2 \right) S \times C_{L \text{ Max(cr)}}$$

$$\Rightarrow \frac{w}{s} = \frac{V_S^2 \times \rho \times C_{L \text{ Max(cr)}}}{2}$$

$$\left(V_{s(cr)} = 125 \frac{ft}{s} ; \rho = 0.001166 \frac{slug}{ft^3} \right), \frac{w}{s} = 20.01$$

$$W = \left(\frac{1}{2} \rho V_S^2 \right) S \times C_{L \text{ Max(Land)}}$$

$$\Rightarrow \frac{w}{s} = \frac{V_S^2 \times \rho \times C_{L \text{ Max(Land)}}}{2}$$

$$\left(V_{s(cr)} = 103 \frac{ft}{s} ; \rho = 0.001183 \frac{slug}{ft^3} \right), \frac{w}{s} = 18.49$$

۵-۲ - تعیین مسافت برخاست

این مسافت با توجه به کتاب راسکم ۱۲۰۰ پا تعیین شده است.

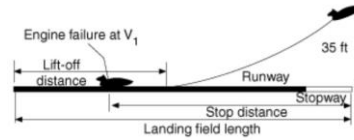
$$STOFL = 37.5 \times \frac{W}{S} = TOP_{25}$$

$$STOFL = 37.5 \frac{TOP_{25}}{\sigma C_{Lmax} \cdot \left(\frac{T}{W}\right)}$$

Based on Raskam's book : STOFL < 5000 ft

Band length requirement

$$TOP_{25} = \frac{5000}{37.5} = 133.31 \frac{lb}{ft^2}$$

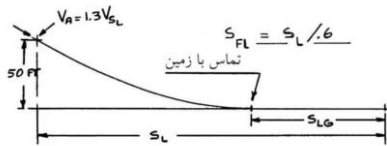


شکل (۳) مراحل مختلف تیک آف

۵-۳ - تعیین مسافت فرود

این مسافت بر اساس کتاب راسکم ۱۰۵۰ پا تعیین شده

است.



شکل ۳-۱۶ تعریف فواصل فرود FAR ۲۵

شکل ۴: مراحل مختلف فرود

۵-۴ - تعیین سرعت کروز

بر اساس کتاب راسکم معمولاً سرعت کروز ۸۰٪ سرعت حدکثر در نظر گرفته می شود.

۵-۵ - الزامات صعود

۵-۵-۱ - تخمین منحنی پسا در پرواز کم سرعت

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A Re}$$

$$C_{D0} = \frac{f}{s}$$

$$e_{(clean)} = 0.85, e_{(TO)} = 0.80, e_{(landing)} = 0.75$$

$$s = 368.2 \text{ ft}^2, f = 6.2661, S_{WET} = 1566.751$$

$$\log_{10} f a + b \log_{10} S_{WET}$$

$$a = -2.3979, b = 1.0000, C_{D0} = 0.01701$$

$$Low \text{ Speed Clean} = 0.01701 + 0 + \frac{C_L^2}{3.14 \times 11.45 \times 0.85}$$

$$\Rightarrow = 0.01701 + 0.32705 C_L^2 \Rightarrow \left(\frac{C_L^2}{C_D}\right)_{max} = 19.4367$$

در روش تخمین منحنی پسا تمرکز بر روی تعیین مقدار واقعی از S_{WET} می باشد. به نوبه خود بر روی طیف وسیعی از

هواپیماها S_{WET} رابطه مشخصی با W_{TO} دارد که با کمک نمودار و معادله بالا قابل محاسبه می باشد. معادله نرخ صعود بدین گونه می باشد

$$RC = RC_0 \left(1 - \frac{h}{h_{abs}}\right)$$

$$h_{abs} = 22000 \text{ ft} \Rightarrow RC = 11,45 \text{ ft/s}$$

۵-۶ - زمان صعود برای رسیدن به ارتفاع تعیین شده (Time To Climb) $t_{cl} = 15 \text{ min}$

۵-۷ - مانورپذیری

الزامات ویژه جهت مانور پایدار معمولاً در مشخصات

ماموریت پرنده ها گنجانده می شود. همچنین قابلیت مانور یک هواپیما به شدت تحت تاثیر ضریب برآ و رانش موتور می باشد.

جدول ۴

Load Factor	نرمال	نیمه آکروباتیک	آکروباتیک
+n	$2.1 + \frac{24000}{W+10000}$	4.5	6
-n	-1	-1.8	-3

- The maximum maneuver load factor is usually +2.5 .
- If the airplane weighs less than 50,000 lbs., the load factor must be given by:
 $n = 2.1 + 24,000 / (W + 10,000)$

۵ - ۷ - ۱ - معادله پایداری عمود بر مسیر حرکت هواپیما

$$nW = C_L \bar{q} S = 1482 \sigma M^2 C_L S$$

۵ - ۷ - ۲ - حداکثر ضریب بار یک هواپیما

$$N_{\max} = \frac{1482 C_{L\max} M^2}{\frac{W}{S}}$$

۶ - انتخاب سیستم پیشرانش

با توجه به داده‌های موجود از موتورهای مختلف، اقدام به انتخاب آن شد. بنابراین با توجه به تراست مورد نیاز برای هواپیمای در حال طراحی، موتور مورد نیاز را انتخاب شده است.

$$\frac{W}{P} = 0.081 \frac{N}{W}$$

$$W_{TO} = 13850 \text{ lb} = 61607.869 \text{ N}$$

$$\Rightarrow P = 754916.642 \text{ W} = 1012.3597 \text{ hp}$$



با توجه به توان و نوع موتور پیشرانش (ملخی دو موتوره)، میتوان از موتور (De Havilland Canada DHC-6) استفاده نمود.

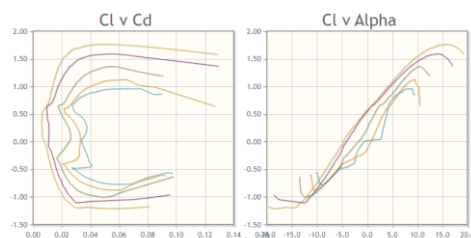
با این اوصاف می توان مساحت بال را نیز تخمین زد.

$$\frac{W}{S} = 59.02 \Rightarrow \frac{13850}{s} = 59.02 \Rightarrow S = 234.666 \text{ ft}^2$$

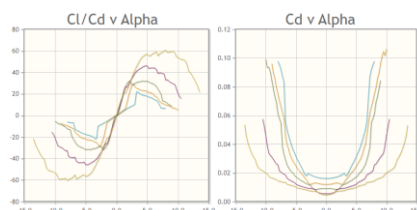
۷ - محل نسب بال و انتخاب ایرفویل

با توجه به هواپیماهای هم‌رده ترجیح بر نصب در بالای بدنه هواپیما (High Wing) می باشد. پس از این مرحله به انتخاب ایرفویل می پردازیم. تنوع ایرفویل ها در سایت (Airfoil Tools) موجود می باشد. چند نکته در مورد انتخاب ایرفویل برای بال ها و دم عمودی و افقی:

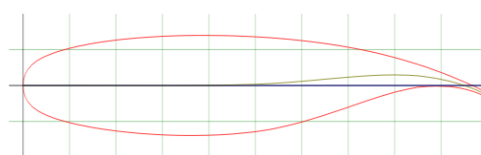
- ۱ - ایرفویل دم عمودی باید متقارن باشد.
- ۲ - ایرفویل دم افقی بهتر است Negative Camber باشد.
- ۳ - نسبت $\left(\frac{T}{C}\right)$ دم باید از بال بیشتر باشد.
- ۴ - ایرفویل نوک و ریشه بال از لحاظ ضخامت و نوع باید با هم برابر باشند.
- ۵ - ایرفویل های انتخابی برای بال از نوع Super Critical می باشند.



شکل ۶: رفتار ایرفویل ها

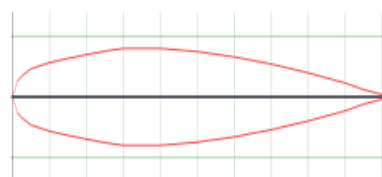


شکل ۸



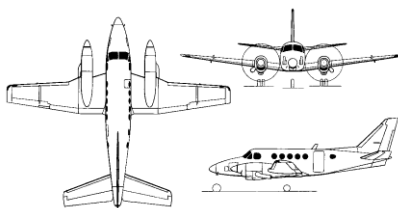
شکل ۵:

Tip Wing Airfoil
(Nasasc2-0714-il)SC(2)-0714Supercritical airfoil



شکل ۷: (Vertical Tail Airfoil)

۸ - پیکربندی هواپیمای هدف از ۳ نمای مختلف



۹ - طرح اصلی هواپیما



۱۰ - نتیجه گیری

با توجه به اینکه امروزه استفاده از هواپیما در مسافرت‌های طولانی و کوتاه بسیار شده است و تقاضای استفاده از این وسیله حمل و نقل بسیار بالا است، لذا نقش آن در زندگی بشر پررنگ می باشد. اما مشکلی که وجود دارد، از اکثر هواپیما ها به دلیل حجم بالا و نیاز به عوامل و پرسنل زمینی و هوایی در هر سفری نمی توان استفاده نمود و همچنین با در نظر داشتن موارد ذکر شده نیز توجیه اقتصادی برای بعضی از سفرها وجود ندارد. از این رو هواپیماهای تحت عنوان ایرتاکسی با توجه به ابعاد کوچک و ظرفیت محدود حمل مسافر و در نتیجه بی نیازی این سفرها به عوامل و پرسنل زمینی و هوایی، توجیح قابل قبولی در سفرهای کوتاه و کم تردد از لحاظ کمی استهلاک، مصرف انرژی، تحت تعمیرات اساسی قرار گرفتن، حذف مخارج جاری دیگر و در نتیجه کاهش هزینه دارند. مخصوصا این نوع وسایل پرنده سبک در مسیرهای فرعی بین شهرستانی با هر نوع طول باندی و مهمتر آنکه بدون برنامه پروازی و خارج از سیستم های اداری در کوتاه ترین زمان می توانند پرواز خود را انجام دهند. از این رو با استفاده از ایر تاکسی می توان سفرهایی که به صورت زمینی در زمان طولانی انجام می پذیرد را در وهله اول با کمترین زمان ممکن و در وهله دوم با کمترین هزینه ممکن برای یک شرکت هواپیمایی و در وهله سوم با کمترین هزینه برای مسافر با توجه به بی نیازی نسبی به عوامل و تاسیسات فرودگاهی خاص (که به نوبه خود هزینه های یک پرواز را دو چندان می نماید) به انجام رساند.

منابع

1. Roskam, j.airplane design: part 1, preliminary sizing of airplanes
2. Roskam, j.airplane design: part 2, preliminary configuration design and integration of the propulsion system
3. Jackson, paul (editor). Jane's all the world's aircraft 2017-2018; cambrifge university
4. Egbert Torenbeek Synthesis of subsonic Airplane Design – Delft university Press - Kluwer Academic Publisher
5. Ajoy Kumar Kunda – Aircraft Design – Cambridge Aerospace Series
6. Mohammad H . Sadraey – Aircraft Design Asystems Engineering Aproach – Daniel Webster College , New Hampshire . USA
7. Aircraft Weight and Balance Handbook – FAA – H – 8083 – 1A – Federal Aviation Adminestration
8. Joseph A . Schetz - Fundimental of Aircraft and Airship Design – Volume I – AircraftDesign – Virginia Polytechnic Institute and Stat University Blacksburg , Virginia
9. <http://airfoiltools.com/>