

مقایسه مشخصات آیرودینامیکی ایرفویل های

NACA0012- NACA 4412- NACA23012- Selig 1223

دینا سلطانی تهرانی 9529033 -- مینا صالحی مرنی 9529040 -- نسیم فلاحی آرزودار 9529425

دانشگاه صنعتی امیرکبیر (پلی تکنیک تهران) – دانشکده مهندسی هوافضا

**چکیده**  
در این تحقیق ابتدا روشی برای تحلیل جریان حول یک ایرفویل به نام پنل متد (Panel Method) ارائه می‌شود که برای حل جریان‌های ویسکوز تعمیم داده شده است. سپس به کمک نرم افزار Xfoil نمودارهای مربوط به سه ایرفویل از خانواده NACA و یک ایرفویل از خانواده Selig رسم شده و نتایج آن با داده های آزمایشگاهی برگرفته از کتاب "تئوری مقاطع بال" و گزارش های آزمایشگاه‌های تحقیقاتی ناسا مطابقت داده می‌شود. نتایجی که از این تحقیق گرفته می‌شود با این فرض است که داده های حاصل از نرم افزار Xfoil غیردقیق و نتایج به دست آمده ازروش های تجربی دقیق می‌باشد.

**دیباچه**  
 به طور کلی روش های به دست آوردن نیروهای پسا و برآ در آیرودینامیک و طراحی سازه های هوایی از مسائل کاربردی در صنعت هوافضا بوده است. معادلاتی که برای به دست آوردن این نیروها استفاده می شود در حالت کلی معادلات معروف به ناویر-استوکس است که از نوع معادلات دیفرانسیل جزئی هستند و حل آنها همواره با مشکلات محاسباتی همراه است. امروزه نرم افزارهای تجاری مانند فلوئنت و CFX و ... به راحتی این معادلات دیفرانسیل جزئی را حل کرده و نتایج را به دقت ارائه می‌دهند اما در نسل‌های پیش از این نرم افزارها، همه محاسبات به صورت دستی، تجربی و یا به کمک نرم افزارهای ابتدایی مثل Xfoil انجام می‌شد. هدف از این پژوهش استفاده از این روش ها و مقایسه نتایج آنهاست.

معرفی اولیه

پنل متد از جله روش های عددی حل معادلات مبتنی بر سطح است که از آن برای تحلیل جریان های نیوتونی غیر لزج و غیر چرخشی در اطراف ابزارهای پرنده در سرعت های مادون صوت یا مافوق صوت استفاده می شود. ابزارهای کاربردی در این روش عبارت اند از: (1) صفحه های تختی که با تعداد معین بدنه را مدلسازی میکنند و روی این صفحه ها سه نوع توزیع تئوریک چشمه ، چاه و گردابه آزاد می تواند قرار داشته باشد. (2)شرایط مرزی مختلفی که با توجه به مسئله می توانند طرح و استفاده شوند. در حال حاضر کدهای پنل متد تنها کدهایی هستند که به صورت گسترده و بعد از نرم افزارهای پیشرفته تجاری برای مدلسازی هندسه های پیچیده و موارد خاص توسعه یافته اند. به کمک این کدها و ترکیب آنها با برخی از نرم افزار های جدید، حل ناحیه گذرای جریان امکان پذیر شده است که پیشرفت مهمی به شمار می رود. نتایج حاصل از این حل ها با دقت خوبی وابسته به نوع مسئله تعیین می شود اما به طور کلی این روش ها فوایدی دارند که هنوز استفاده از انها در بسیاری از موارد به لحاظ سرعت محاسبات و حجم محاسبات بر نرم افزارهای تجاری ترجیح داده می شود. این نوشتار خلاصه ای از مزایا و معایب این روش را ارائه می دهد.

**فهرست نمادها**

Cp = ضریب پسا

γ = (vortex strength)قدرت گردابه

c = وتر بال

α = زاویه حمله

ψ = (stream function)تابع جریان

ɸ = تابع پتانسیل جریان

Q = (source, sink strength)قدرت چشمه و چاه

σ = (source, sink)چاه و چشمه برروی پانل ها

A = ماتریس ضرایب

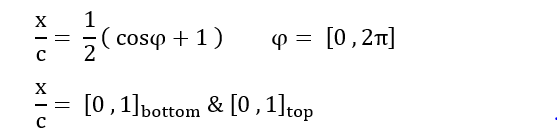
b = ضرایب سمت راست معادله

Cl = ضریب برآ

**شرح محاسباتی روش پنل متد**

ابتدا بدنه ایرفویل به N پنل (N+1)نقطه تقسیم شده روی هر پنل یک توزیع پیوسته از منبع و گردابه   
است که در طول پنل ثابت می باشد ولی قدرت منبع از پنل به پنلی دیگر متفاوت است.

تقسیم بندی پنل های ایرفول را می توان با توابع گوناگون انجام‌داد. که یکی از آن توابع به شکل زیر است:

‌

1

برای ساختن خطوط جریان اصلی روی بدنه ایرفول از توزیع پیوسته ی چشمه و چاه بر روی هر پنل استفاده می شود برای تولید نیروی لیفت از توزیع گردابه استفاده می شود که بر روی پنل ها ثابت است.

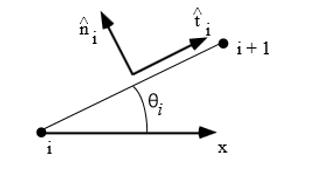
در حال حاضر مسئله دارای N+1 مجهول است که نیاز به N+1 معادله است.

1. بدنه به عنوان یک خط جریان در نظر گرفته شده است پس سرعت عمود بر آن باید صفر باشد بنابراین سرعت عمود بر هر پنل باید صفر شود. () با این کار N معادله به وجود می آید.
2. با استفاده از شرط کاته معادله ی N + 1 را به دست می آید ، بدین صورت که سرعت در نزدیکی لبه فرار در بالا و پایین ایرفول با هم برابر باشد.

برای راحتی در محاسبات فرض شده است که سرعت در وسط هر پنل حساب شود که به آن نقطه کنترل) (control point می گویند.

سرعتی که روی هر پنل وجود دارد عبارت است از : سرعت جریان آزاد، سرعت القایی توسط همه پنل ها (چشمه – چاه – گردابه) و سرعت القایی خود پنل روی خودش.

برای بدست آوردن معادلات روی هر پنل به دلیل مسطح بودن، یک دستگاه مختصات محلی تعریف می شود مطابق شکل زیر:



سرعت جریان آزاد برابر است با :

2

سرعت چشمه برابر است با :

3

سرعت گردابه برابر است با:

4

برای یک نقطه ی دلخواه p سرعت القایی هر پنل را محاسبه کرده و سپس نقطه ی p به پنل مورد نظر نسبت داده می شود.

زاویه ی هر پنل با محور مختصات اصلی با نمایش داده می شود.

حال تاثیر پنلi ام در نقطه ی p مشخص می شود و سرعت ها در این نقطه محاسبه می شوند:

5

فاصله ی پنل i ام تا نقطه ی فرضی p به شکل زیر محاسبه می شود:

6

در رابطه ی قرار داده می شود:

7

9

8

**سرعت القای هر پنل در وسط خودش**

نقطه p به وسط خود پنل انتقال داده می شود در نتیجه :

برای نقطه ی control point داریم :

بنابراین :

10

حال برای محاسبه ی اگر از سمت بالا به وسط پنل نزدیک شد برابر و اگر از پایین نزدیک شد برابر خواهد شد.

اول پنل i+1 آخر پنل i ام است پس می توان به جای از استفاده کرد و همچنین می توان به جای از استفاده کرد که دارای خطا می باشد ولی چون پنل ها کوچک فرض شده است، خطا بسیار کم خواهد بود.

و در آخر:

11

حال برای جریان vortex:

12

برای محاسبه ی به این صورت نوشته می شود:

13

با جایگذاری در و انجام مراحل :

14

و مانند چشمه می توان گفت:

15

سرعتی که پنل در وسط خود القا می کند :

16

سرعت های به دست آمده در راستای و راستای هر پنل است باید آن ها را در راستای x و y اصلی به دست آورده شود سپس با هم جمع شوند :

17

حال نقطه ی p به وسط پنل j ام انتقال داده می شود در نتیجه :

18

برای control point هر پنل می توان نوشت :

19

بردار عمود و مماس بر هر پنل در دستگاه مختصات اصلی به صورت زیر می باشد :

براساس آنچه که قبلا بیان شد دارای N+1 مجهول وجود دارد که برای به دست آوردن آن ها باید N+1 معادله ساخته شود که N معادله آن از رابطه ی زیر به دست می آید :

20

از آنجایی که بدنه خود یک Stream line است، سرعت عمود بر آن صفر است پس :

21

چون N پنل وجود دارد پس N معادله به شکل بالا به دست می آید که پس از ساده سازی می توان به شکل زیر نشان داد :

22

معادله ی N+1 ام از شرط Kutta به دست می آید.یکی از پیامد های شرط کاته این است که سرعت مماسی در نزدیکی لبه فرار TE)) در دو طرف ایرفویل با هم برابر است :

23

که با ساده سازی و جایگذاری به شکل زیر در می آید :

24

حال با اضافه کردن این معادله به N معادله ی قبلی ماتریس زیر به وجود می آید :

با حل دستگاه بالا به دست می آید.

25

نیروی لیفت از 2 حالت بدست می آید:

1. شرط کاته
2. انتگرال گیری فشار بر روی سطح

حال می توان را از روابط زیر به دست آورد :

26

نمودارها و تحلیل نتایج   
در زیر نتایج به دست آمده به صورت نمودار ارائه شده است که توضیح هر کدام در زیر آن آمده است:

* NACA 0012
* Re = 6e6
* M=0.2

Figure 1- vs. Alpha

نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب تغییرات آلفا برای NACA 0012 رسم شده است. این ایرفول متقارن است و همانطور که در نمودار نیز مشهود است در زاویه حمله 0 درجه دارای ضریب نیروی برآ صفر است. نمودار به صورت خطی ادامه پیدا میکند و طبق نمودار در زاویه حمله نزدیک به 18 درجه استال رخ می دهد و پس از آن Cl کاهش میابد. تحلیل اینکه این استال شدید رخ میدهد و یا استال آرامی خواهد داشت به کمک این نمودار نتیجه مطلوبی به دست نمی دهد چراکه این نمودار به کمک نرم افزار Xfoil رسم شده است که نمیتواند نیروهای لزج را پیش بینی کند و یا دست کم این کار را با خطا انجام می دهد.

Figure 2- vs. Alpha

Figure 3- vs.

* NACA 23012
* Re = 5e6
* M=0.2

Figure 4- vs. Alpha

نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل پنج رقمی NACA 23012 رسم شده است. این ایرفویل متقارن نیست و لذا در زاویه حمله صفر درجه هم دارای ضریب Cl مثبت است. نمودار این بالواره به صورت خطی ادامه می یابد تا اینکه در زاویه حمله نزدیک به 16 درجه وارد مرحله استال می شود.

Figure 5- vs. alpha

Figure 6- vs.

* NACA 4412
* Re = 5e6
* M=0.2

Figure 7- vs. Alpha

نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل چهار رقمی و نامتقارن NACA 4412 مطابق شکل است. به دلیل عدم تقارن این بالواره در زاویه حمله صفر دارای Cl مثبت است و استال این بالواره هم در زاویه نزدیک به 17 درجه رخ می دهد.

Figure 8- vs. Alpha

Figure 9- vs.

* Selig 1223
* Re=1e6
* M=0.2

Figure 10- vs. Alpha

نمودار ضریب نیروی برآ بر حسب زاویه حمله برای ایرفویل نامتقارن Selig 1223 مطابق شکل 10 است. به دلیل عدم تقارن این بالواره در زاویه حمله صفر دارای Cl مثبت است و استال این بالواره نیز در زاویه نزدیک به 14 درجه رخ می دهد.

Figure 11- vs. Alpha

Figure 12- vs.

* -Alpha 🡪 Methods Comparison

Figure 13- vs. Alpha Comparison

نمودار بر حسب زاویه حمله برای بالواره NACA 0012 به کمک دو روش مطابق شکل رسم شده است. دیتای به دست آمده از نرم افزار Xfoil دقت کمتری نسبت به بقیه دارد وبا توجه به اینکه این نرم افزار ابتدایی است و نمی تواند نیروها و تاثیرات ویسکوز را مدل‌سازی کند، همانطور هم که از شکل مشخص است نتوانسته است که از زاویه استال و فرایند آن پیش‌بینی درستی داشته باشد. این روش برای حدی در نظر نمی گیرد ولی روش تجربی برای مقدار بیشینه ای را تخمین زده است که با داده های به دست آمده در آزمایشگاه های ناسا که گزارش‌های آن به پیوست قرار میگیرد، مطابقت دارد. ماکزیمم ضریب نیروی برآ برای این بالواره طبق شکل در حدود 1.4 است؛ همچنین بر اساس همان داده های ضمیمه، ایرفویل NACA 0012 در زاویه حمله نزدیک به 15 درجه استال میکند که با نتایج ازروش نرم‌افزار Xfoil مطابقت دارد. نکته دیگر این است که برای این ایرفویل از هر دو روش نمودار تا قبل از رسیدن به زاویه حمله استال نمودار خطی به دست آمده است و در زاویه حمله صفر درجه هم می توان دید که ضریب صفر است.

Figure14- vs. Alpha Comparison

**نتیجه گیری** برای نمودار Cd- رسم شده برای تک تک بالواره ها یک نتیجه‌گیری کلی می توان داشت که نمودار حاصل یک خط راست است و مقدار ضریب نیروی پسا با افزایش توان دو ضریب نیروی برآ افزاریش می‌یابد.

برای یک جمع بندی کوتاه نمودار زیر ارائه می شود:

Figure 15- vs. Alpha- All in One

نمودار فوق داده های مربوط به چهار ایرفویل مختلف را برا اساس داده های نرم افزار Xfoil نشان می دهد. همانطور که در شکل نشان داده شده است، دو بالواره NACA 0012 و NACA 23012دارای ماکزیمم تقریبا یکسان هستند و این ماکزیمم برای NACA 4412 بیشتر و برای بالواره Selig از NACA 4412 نیز بیشتر است. در زاویه حمله صفر NACA 0012 دارای صفر است و بعد از آن به ترتیب NACA 23012 و NACA 4412 و Selig 1223 دارای مثبت هستند. نکته ای که به وضوح در نمودارها قابل مشاهده است زاویه استال است که برای سه بالواره از خانواده NACA تقریبا در حدود 16-15 درجه است ولی استال بالواره Selig 1223 زودتر از آنها اتفاق می افتد. به عنوان یک مقایسه کلی میتوان گفت که از نظر بیشینهSelig فاصله زیادی با سه ایرفویل دیگر دارد اما زودتر استال می کند و با توجه کاربرد از هر کدام می توان استفاده کرد. برای کاربردهای کلی با توجه به داده ها به نظر می رسد که بالواره NACA 4412 بالواره متعادلی هم به لحاظ زاویه استال و هم به لحاظ ماکزیمم می باشد.

همچنین نمودار فوق نشان می دهد که روند کاهش برای ایرفویل NACA 4412 پس از استال نسبت به سایر ایرفویل ها آرام تر بوده است و این پدیده ای مطلوب از نظر ویژگی های آیرودینامیکی پرنده می باشد.

**پیوست:**

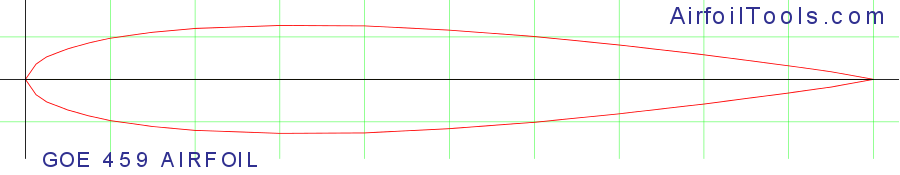


Figure 16 NACA0012

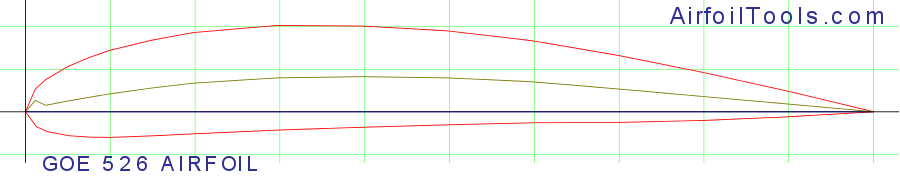


Figure 17 NACA 4412

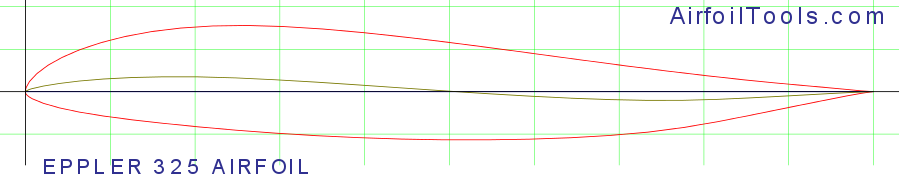


Figure 18 NACA 23012

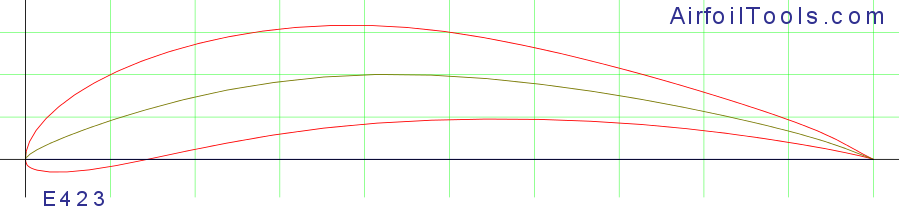


Figure 19 Selig 1223

**منابع:**

[ 1 ] Richard L.Fearn, Airfoil Aerodynamics using Panel methods, The Mathematica Journal 10:4 , Wolfram Media ,2008.

[ 2 ] Larry L. Erickson ,Ames Research Center and Moffett Field, California , NASA Technical Paper 2995, , “Panel Methods—An Introduction” ,1995.

[ 3 ] Patrick R. Hammer, low reynolds number aerodynamic flows , University of Dayton ,Dayton, OH , August 2011.

[ 4 ] Prof. S. Tavoularis, The Vortex Panel Method, MCG 434.

[ 5 ] Anderson,John p. ,Modern Compressible Flow, 2nd Ed. ,Mc GrawHill, New York,1990.

[ 6 ] Katz , J And Plotkin , A. , Low Speed Aerodynamics From Wing Theory to Panel Method, Mc GrawHill, New York,1991.

[ 7 ] [www.airfoil](http://www.airfoil)tools.com