

Министерство образования Российской Федерации

САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

Кафедра гидромашиностроения

МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА

Расчет пограничного слоя на крыловом профиле

Методические указания

Санкт-Петербург

Издательство Политехнического университета

2011

УДК 532:533 (075.8)

Механика жидкости и газа. Расчет пограничного слоя на крыловом профиле: Метод. указания / Сост.: А.А. Жарковский, А.В. Грачев. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2011. 18 с.

Методические указания соответствуют содержанию общепрофессиональной дисциплины Ф.02.05 «Механика жидкости и газа» (федеральный компонент) государственного образовательного стандарта по направлению 150800 «Гидравлическая, вакуумная и компрессорная техника».

Рассмотрены вопросы теории и практического расчета плоского пограничного слоя на крыловом профиле. Рассмотрены вопросы подготовки исходных данных для проведения расчетов и обработки результатов расчета ламинарного и турбулентного участков пограничного слоя на верхней и нижней сторонах профиля. Предназначены для студентов, изучающих учебную дисциплину «Механика жидкости и газа», специальности 150802 «Гидромашины, гидроприводы и гидропневмоавтоматика» и студентов других специальностей, изучающих теорию жидкости и газа и лопастные турбомшины.

Табл. 2. Ил. 5. Библиогр.: 5 назв.

Печатаются по решению редакционно-издательского совета Санкт-Петербургского государственного политехнического университета

© Санкт-Петербургский государственный
политехнический университет, 2011

1. Основные понятия и характеристики пограничного слоя

При обтекании твердых тел жидкостью поток приближенно может быть разбит на две области: область вблизи поверхности тела — пограничный слой (ПС), где влияние сил вязкости велико, и область, лежащую над пограничным слоем и называемую внешним потоком, где влиянием сил вязкости можно пренебречь.

При набегании жидкости на неподвижное тело (рис. 1.1) частицы жидкости, непосредственно прилегающие к поверхности твердого тела, прилипают к поверхности.

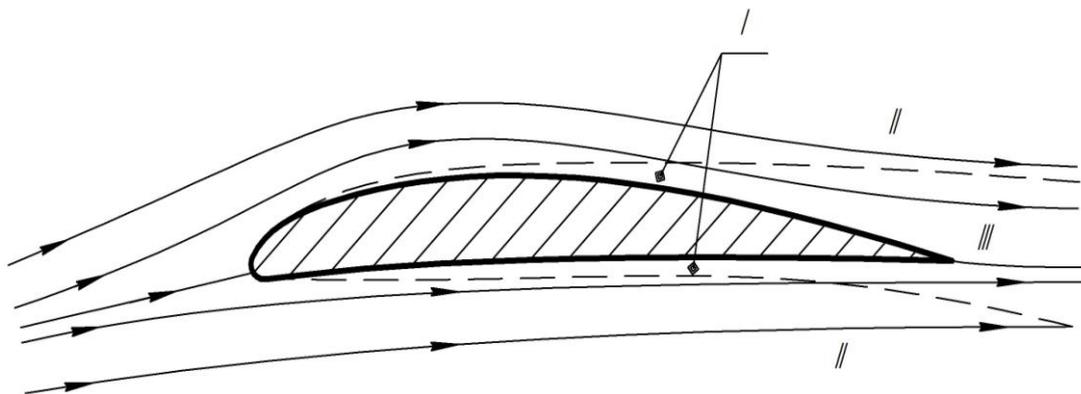


Рис. 1.1

Переход от неподвижного состояния частиц жидкости на поверхности тела до скорости набегающего потока происходит в области I — пограничном слое. В удалении от тела, где скорости уже в значительной степени выровнялись, силы вязкости становятся малыми и ими можно пренебречь, рассматривая внешний поток II как область движения невязкой жидкости. Вниз по потоку за телом на некотором протяжении сохраняется область подторможенной жидкости; эта область III течения называется гидродинамическим следом за телом.

При больших значениях числа Рейнольдса толщина пограничного слоя значительно меньше характерного для потока продольного размера и составляет сотые доли от него.

Для оценки пограничного слоя пользуются величинами: δ — толщиной пограничного слоя, δ^* — толщиной вытеснения и δ^{**} — толщиной потери импульса.

Толщина пограничного слоя соответствует расстоянию по нормали от поверхности тела, на котором скорость в пограничном слое достигает 0,99 скорости внешнего потока невязкой жидкости. Внешняя граница пограничного слоя, соответствующая принятому определению его толщины, не является линией тока и служит условным пределом зоны влияния вязкости.

Понятие толщины вытеснения связано с отклонением линий тока внешнего потока, вызванного влиянием пограничного слоя, по сравнению с положением линий тока при обтекании тела невязкой жидкостью. Из сравнения расходов жидкости через сечения АВ и A_1B_1 в потоке вязкой жидкости плоской пластины (рис. 1.2) видно, что $Q_{AB} > Q_{A_1B_1}$.

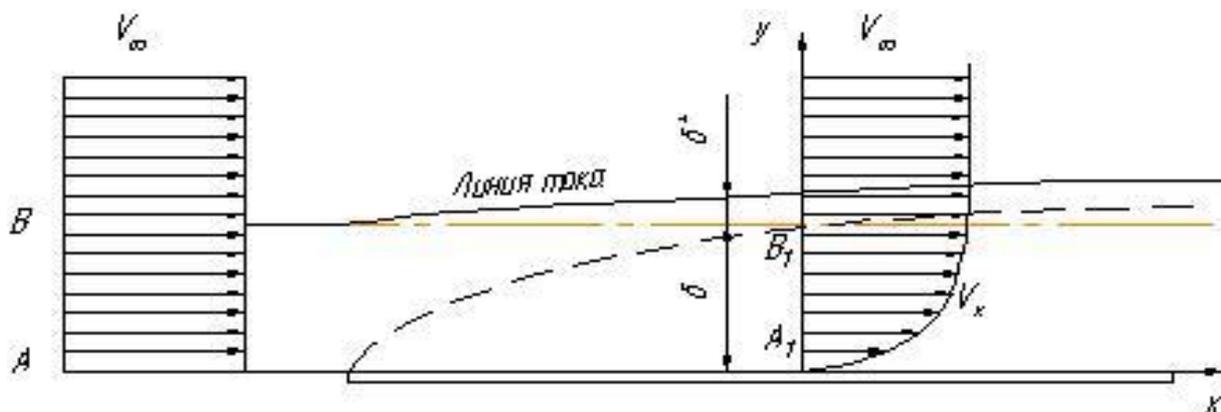


Рис. 1.2

Прямая BB_1 , в отличие от невязкой жидкости, не является линией тока. Чтобы расход между линиями тока сохранялся постоянным, линия тока под влиянием пограничного слоя должна отклоняться на величину δ^* — толщину вытеснения:

$$\delta^* = \int_0^{\delta(\infty)} \left(1 - \frac{v_x}{V_\infty} \right) dy. \quad (1.1)$$

Толщина δ^{**} — толщина потери импульса определяется из соотношения:

$$\delta^{**} = \int_0^{\delta^{(\infty)}} \frac{v_x}{V_\infty} \left(1 - \frac{v_x}{V_\infty} \right) dy \quad (1.2)$$

и характеризует потерю количества движения, связанную с преодолением сил трения жидкости внутри пограничного слоя. В интегралах (1.1) и (1.2) в качестве верхнего предела вместо δ можно принимать бесконечность, так как вне границы пограничного слоя подынтегральные функции практически равны нулю.

Течение в пограничном слое на стенке может быть ламинарным, переходным и турбулентным. Переход течения в пограничном слое от ламинарного к турбулентному связан с достижением критического числа Re , сопровождающимся потерей устойчивости ламинарного течения.

На малых расстояниях от передней кромки толщина пограничного слоя мала и в пограничном слое сохраняется устойчивое ламинарное течение. При увеличении толщины ламинарного пограничного слоя его устойчивость нарушается и появляется участок переходного течения, за которым начинается турбулентный пограничный слой. Характерным признаком перехода является резкое увеличение толщины пограничного слоя и напряжения трения на стенке. Длина переходного участка не велика, поэтому в расчетах часто принимают, что ламинарный пограничный слой сразу переходит в турбулентный.

При обтекании криволинейной поверхности имеет место продольный перепад давления. Повышение давления в направлении течения приводит к деформации профилей скорости в пограничном слое, что может привести к его отрыву (рис. 1.3).

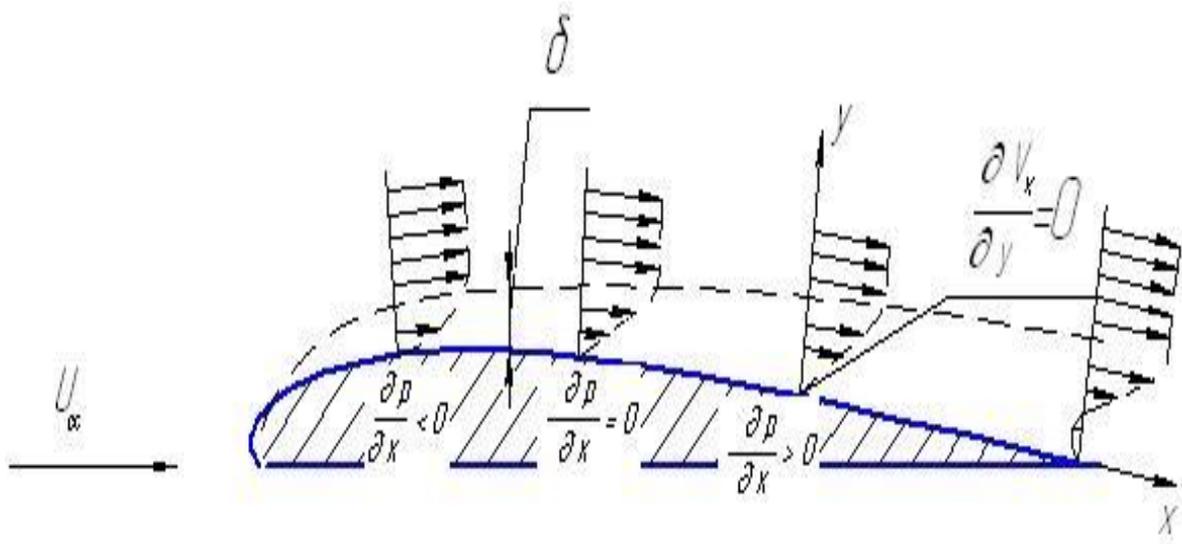


рис.1.3

За точкой, соответствующей минимуму эпюры давления ($dp/dx=0$), частицы жидкости по потоку перемещаются против возрастающего давления. При этом их кинетическая энергия преобразуется в потенциальную энергию давления и частично рассеивается в связи с работой, совершаемой по преодолению сил вязкости. В результате на некотором расстоянии за точкой минимума эпюры давления кинетическая энергия частиц, расположенных вблизи стенки, станет равной нулю. Эпюра скорости в этом сечении пограничного слоя становится касательной относительно нормали к поверхности тела и в этой точке $\partial v_x / \partial y = 0$ при $y = 0$. За этой точкой под влиянием повышенного давления в задней части тела образуется обратный поток жидкости, который оттесняет пограничный слой от стенки. Точка, где $\partial v_x / \partial y = 0$, называется точкой отрыва пограничного слоя.

2. Расчёт ламинарного пограничного слоя по методу Кочина – Лойцянского

Метод основан на использовании интегрального соотношения Кармана, выражающего теорему количества движения в применении к потоку жидкости в области пограничного слоя:

$$\frac{d\delta^{**}}{dx} + \frac{V'\delta^{**}}{V} 2 + H = \frac{\tau_0}{\rho V^2}; \quad H = \frac{\delta^*}{\delta^{**}}. \quad (2.1)$$

В правой части уравнения (2.1) использовано обозначение напряжения трения на твердой поверхности обтекаемого тела

$$\tau_0 = \mu \left(\frac{\partial v_x}{\partial y} \right)_{y=0}. \quad (2.2)$$

Сущность метода заключается в разыскании неизвестной функции

$$f(x) = \frac{V'\delta^{**2}}{v}. \quad (2.3)$$

После умножения обеих частей уравнения (2.1) на $\frac{V\delta^{**}}{v}$ и некоторых преобразований оно сводится к следующему:

$$\frac{df}{dx} = a \frac{V'}{V} + \left(\frac{V''}{V'} - b \frac{V'}{V} \right) f,$$

интегралом, которого будет ($a \cong 0,45$; $b \cong 5,35$):

$$f = \frac{aV'^x}{V^b} \int_0^x V^{b-1}(x) dx, \quad (2.4)$$

причем параметр в начальной точке ($x=0$) равен

$$f(0) = \frac{a}{b} = 0,0841.$$

В точке отрыва выполняется условие:

$$f = f_s = -0,0681. \quad (2.5)$$

После нахождения функции $f(x)$ (форм — параметра f) по уравнению (2.3) можно найти распределение толщины потери импульса:

$$\delta^{**} = \left(\frac{vf}{V'} \right)^{1/2} = \left(\frac{va}{V^b} \int_0^x V^{b-1}(x) dx \right)^{1/2}. \quad (2.6)$$

Точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный может быть определена по величине числа Рейнольдса

$$\text{Re}^{**} = \frac{U\delta^{**}}{\nu} \geq \text{Re}_{\text{кр}}^{**}, \quad (2.7)$$

критическое значение которого для крыльев колеблется от 600 при измерениях в сильно турбулентных трубах до 1300 в мало турбулентных.

Для грубой оценки положения точки перехода на крыловом профиле с гладкой поверхностью в практически наиболее интересной области рейнольдсовых чисел $10^6 - 10^7$ можно выбирать за положение точки перехода точку минимума давления (максимума скорости).

3. Эмпирический метод расчета турбулентного пограничного слоя с произвольным распределением скорости на внешней границе

Уравнение для формпараметра f турбулентного пограничного слоя (отличается от случая ламинарного ПС видом правой части) дает следующее решение:

$$f(x) = \frac{V'(x)}{V^b(x)} \left[a \int_0^x V^{b-1}(\xi) d\xi + c \right],$$

где $a = 1,17$, $b = 4,7 - 4,8$.

Если принять ламинарный участок отсутствующим, то:

$$f(x) = \frac{aV'(x)}{V^b(x)} \int_0^x V^{b-1}(\xi) d\xi, \quad (3.1)$$

причем так же как и в ламинарном слое, точка разветвления потока ($x=0$) является особой. Раскрывая неопределенность находят:

$$f(0) = \frac{a}{b} = 0,24,$$

Если учитывать наличие ламинарного участка в интервале абсцисс ($0 < x < x_t$), то выражение для f примет вид

$$f(x) = \frac{V'(x)}{V^b(x)} \left[a \int_0^x V^{b-1}(\xi) d\xi + \frac{V_t^b}{V_t'} f_t \right]. \quad (3.2)$$

Здесь V_t, V_t', f_t представляют собой значения V, V', f в точке перехода $x = x_i$; f_t вычисляется по формуле:

$$f_t = \frac{V_t' \delta_t^{**}}{V_t} G(\text{Re}_t^{**}) = \frac{\nu V_t'}{V_t^2} \text{Re}_t^{**} G(\text{Re}_t^{**}), \quad (3.3)$$

где функция $G(\text{Re}^{**}) = 153,2(\text{Re}^{**})^{-1/6}$.

Окончательно будем иметь:

$$f(x) = \frac{V'(x)}{V^b(x)} \left[a \int_0^x V^{b-1}(\xi) d\xi + \nu V_t^{b-2} \text{Re}_t^{**} G(\text{Re}_t^{**}) \right]. \quad (3.3)$$

Согласно условию смыкания ламинарного и турбулентного пограничного слоев величина Re_t^{**} должна быть рассчитана по теории ламинарного пограничного слоя.

Уравнение для определения Re^{**} :

$$\text{Re}^{**} G(\text{Re}^{**}) = \frac{V^2}{\nu V'} f(x),$$

Так, например, для полностью турбулентного пограничного слоя на всей поверхности профиля будем иметь

$$\text{Re}^{**} G(\text{Re}^{**}) = 153,2 \text{Re}^{**7/6} = \frac{a}{\nu V^{b-2}(x)} \int_0^x V^{b-1}(\xi) d\xi. \quad (3.4)$$

После нахождения $\text{Re}^{**}(x)$, а, следовательно, и $\delta^{**}(x)$ можно определить местный коэффициент трения

$$C_f = \frac{\tau_0}{\frac{1}{2} \rho V^2} = \frac{2}{G(\text{Re}^{**})} = 0,0131 \text{Re}^{** -1/6}. \quad (3.5)$$

Определив τ_0 или C_f в функции от x и просуммировав по поверхности крыла проекции элементарных сил трения $\tau_0 dx$ на направление набегающего потока, определим полное сопротивление трения крыла.

4. Пример расчета пограничного слоя на крыловом профиле

Сначала выполним преобразования величин, которые были получены при расчете обтекания крылового профиля потоком невязкой жидкости методом конформных отображений [5].

Длина верхней и нижней сторон профиля вычисляются по формулам:

$$l = \sum_{i=1}^{13} \Delta l_i,$$

где $\Delta l_i = \sqrt{\Delta x_{1i}^2 + \Delta y_{1i}^2}$; $\Delta x_1 = x_{1(i+1)} - x_{1i}$; $\Delta y_1 = y_{1(i+1)} - y_{1i}$.

Безразмерная длина стороны профиля:

$$\bar{l} = \frac{l}{l_{\max}}.$$

Безразмерная скорость \bar{V} и приращение ΔV между двумя соседними точками:

$$V = \frac{V}{V_{\infty}} \quad \text{и} \quad \Delta V = V_{i+1} - V_i.$$

От входной кромки профиля до точки перехода вычисляются параметры ламинарного пограничного слоя (ЛПС) в следующей последовательности (табл. 4.1–4.2):

1. Приближенное значение производной скорости в каждой из точек на профиле:

$$V' \cong \frac{\Delta V}{\Delta l}.$$

2. Интеграл I , входящий в формулу для вычисления форм – параметра $f(x)$:

$$I(x) = \int_0^x V^{b-1} dl \cong \sum_{i=1}^{13} \frac{V_{i+1}^{b-1} + V_i^{b-1}}{2} \Delta l,$$

где $b=5,35$.

3. Форм - параметр $f(x)$:

$$f(x) = \frac{aV'}{V^b} I(x),$$

где: $a=0,45$ и $f(0) = a/b = 0,0841$.

4. Толщина потери импульса ПС — δ^{**} :

$$\delta^{**}(x) = \left(\frac{v f(x)}{V'} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{vaI(x)}{V^b} \right)^{\frac{1}{2}},$$

где для воздуха $v = 1 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 / \text{с}$.

5. Число Рейнольдса, вычисленное по параметрам ЛПС:

$$\text{Re}^{**} = \frac{V\delta^{**}}{v}.$$

Параметры ЛПС вычисляем до точки перехода, которая определяется по критическому значению числа Рейнольдса:

$$\text{Re}_{\text{кр}}^{**} = \left(\frac{V\delta^{**}}{v} \right)_{\text{кр}} = 650 - 1300.$$

В данном расчете принимаем нижнюю границу $\text{Re}_{\text{кр}}^{**}$:

$$\text{Re}_{\text{кр}}^{**} = 650.$$

За точкой перехода вычисляем параметры турбулентного пограничного слоя (ТПС) до конца профиля или до точки его отрыва:

1. Комплекс $G(\text{Re}^{**})$:

$$G(\text{Re}^{**}) = 153,2(\text{Re}^{**})^{1/6}.$$

2. Форм - параметр $f(x)$ в точке перехода при $\text{Re}^{**} = \text{Re}_{\text{кр}}^{**}$:

$$f_t = \frac{V'_t \delta_t^{**}}{V_t} G(\text{Re}_t^{**}) = \frac{v V'_t}{V_t^2} \text{Re}_t^{**} G(\text{Re}_t^{**})$$

3. Форм - параметр $f(x)$ ТПС при $a = 1,17$ $b = 4,75$:

$$f(x) = \frac{V'}{V^b} \left[a \int_{x_t}^x V^{b-1} dl + v V_t^{b-2} \text{Re}_t^{**} G(\text{Re}_t^{**}) \right].$$

Табл. 4.1. Расчет пограничного слоя на руле Жуковского под углом атаки $\alpha=3^\circ$ (верхняя сторона)

№	Верхняя сторона, ламинарный пограничный слой												
	$l, \text{ м}$	$ V_{1i} , \text{ м/с}$	$V_{\text{поп}}, \text{ м/с}$	$V^b, \text{ м/с}$	$V^{b-1}, \text{ м/с}$	$\Delta l, \text{ м}$	$\frac{V_{i+1}^{b-1} + V_i^{b-1}}{2}$	$\frac{V_{i+1}^{b-1} + V_i^{b-1}}{2} - \Delta l$	I	$f(x)$	$\delta^{**} \cdot 10^3, \text{ м}$	Re^{**}	
1(носик)	0.000	0.000	∞	0	0	-0.075	99.8	-7.52	0	0.0841	0.0000	0	
2	0.075	3.379	19.8	674	200	-0.218	996.9	-216.87	7.5	0.0994	0.2744	62	
3	0.293	5.598	4.01	10044	1794	-0.336	3116.2	-1046.27	224.4	0.0403	0.3883	145	
4	0.629	6.893	2.05	30594	4438	-0.420	5840.7	-2452.62	1270.7	0.0383	0.5295	243	
5	1.049	7.715	1.32	55883	7243	-0.466	8534.0	-3978.07	3723.3	0.0396	0.6706	345	
6	1.515	8.275	0.90	81301	9825	-0.476	10782.8	-5129.95	7701.4	0.0384	0.7996	441	
7	1.991	8.621	0.46	101218	11741	-0.453	11993.6	-5438.14	12831.3	0.0262	0.9250	532	
8	2.444	8.705	-0.32	106606	12246	-0.405	11367.8	-4607.54	18269.5	-0.0247	1.0755	624	
9	2.849	8.401	-1.37	88116	10489	-0.338	8417.7	-2844.62	22877.0	-0.1601	1.3238	741	
10	3.187	7.484	-3.27	47496	6346	-0.258	4081.8	-1052.09	25721.6	-0.7969	1.9119	954	
11	3.445	5.614	-8.14	10204	1817	-0.172	933.7	-161.01	26773.7	-9.6116	4.2085	1575	
12	3.617	2.457	-14.3	123	50	-0.100	30.5	-3.05	26934.7	-1412	38.5	6305	
13(хвостик)	3.717	1.740	-57.2	19	11				26937.8	-35853	97.0	11245	
Верхняя сторона, турбулентный пограничный слой от точки перехода №8													
№	$G(Re^{**})$	f_i	$f(x)$	Re^{**}	$\delta^{**}, \text{ м}$	$\delta^{**}, \%$	$\delta^*, \text{ м}$	$\delta, \text{ м}$					
1(носик)	0				0	0	0	0					
2	305				0.0371	0.00738	0.0371	0.2144					
3	351				0.0524	0.01045	0.0524	0.3034					
4	383				0.0715	0.01424	0.0715	0.4137					
5	406				0.0905	0.01804	0.0905	0.5239					
6	423				0.1079	0.02151	0.1079	0.6247					
7	436				0.1249	0.02489	0.1249	0.7227					
8	448	-0.01771			0.1452	0.02893	0.1452	0.8403					
9	461		-0.1371	975.81	0.00174	0.04688	0.2352	1.3613					
10	481		-0.6468	1435.4	0.00288	0.0774	0.3884	2.2476					
11	523		-4.8988	2276.0	0.00608	0.16359	0.8209	4.7508					
12	658		-647.99	22425	0.13688	3.68239	18.479	106.94					
13(хвостик)	725		-6628.4	27737	0.23917	6.43422	32.288	186.85					

- точка перехода
 - точка отрыва ТПС
 (отр=-(6...8))

Табл. 4.2. Расчет пограничного слоя на руле Жуковского под углом атаки $\alpha=3^\circ$ (нижняя сторона)

Нижняя сторона, ламинарный пограничный слой												
№	l, м	V _l , м/с	V' _{no ig} , м/с	V ^b , м/с	V ^{b-1} , м/с	Δl, м	$\frac{V_{i+1}^{b-1} + V_i^{b-1}}{2}$	$\frac{V_{i+1}^{b-1} + V_i^{b-1}}{2} \Delta l$	I	f(x)	δ ^{**} · 10 ³ , м	Re ^{**}
1(носик)	0.000	0.000	∞	0	0	-0.075	106	-7.99	0	0.0841	0.000	0
2	0.075	3.426	19.1	726	212	-0.218	1120	-244	7.99	0.0945	0.273	62
3	0.293	5.757	5.67	11673	2027	-0.336	3694	-1240	251.6	0.0550	0.381	146
4	0.629	7.199	2.60	38595	5361	-0.420	7393	-3104	1492	0.0452	0.511	245
5	1.049	8.197	1.60	77255	9425	-0.466	11684	-5446	4596	0.0428	0.634	346
6	1.515	8.969	1.19	125046	13943	-0.476	16237	-7725	10043	0.0430	0.736	440
7	1.991	9.575	1.03	177427	18531	-0.453	20368	-9235	17767	0.0464	0.822	525
8	2.444	9.981	0.67	221646	22206	-0.405	22681	-9193	27003	0.0367	0.907	603
9	2.849	10.08	-0.44	233365	23156	-0.338	21174	-7156	36196	-0.0307	1.023	687
10	3.187	9.652	-1.80	185255	19193	-0.258	14691	-3787	43351	-0.1895	1.257	809
11	3.445	8.345	-7.11	85016	10188	-0.172	6071	-1047	47138	-1.7740	1.935	1076
12	3.617	5.708	-28.6	11147	1953	-0.100	982	-97.9	48185	-55.63	5.402	2056
13(хвостик)	3.717	1.740	-57.2	19	11				48283	-64262	129.8	15055

Нижняя сторона, турбулентный пограничный слой от точки перехода №8												
№	G(Re ^{**})	f _t	f(x)	Re ^{**}	δ ^{**} , м	δ ^{**} , %	δ [*] , м	δ, м				
1(носик)	0					0	0	0				
2	305					0.0073	0.0368	0.2129				
3	352					0.0103	0.0515	0.2980				
4	383					0.0137	0.0690	0.3991				
5	406					0.0170	0.0856	0.4951				
6	423					0.0198	0.0994	0.5752				
7	435					0.0221	0.1110	0.6423				
8	445	0.02711				0.0244	0.1224	0.7085				
9	455		-0.125	3269	0.00486	0.1309	0.6568	3.8007				
10	468		-0.529	3115	0.00484	0.1302	0.6536	3.7824				
11	490		-2.424	2758	0.00496	0.1334	0.6693	3.8734				
12	546		-23.47	3054	0.00803	0.2159	1.0836	6.2707				
13(хвостик)	761		-9295	37063	0.3196	8.5974	43.143	249.67				

- точка перехода

- точка отрыва ТПС
(fогр=-(б...8))

4. Число Рейнольдса, вычисленное по параметрам ТПС:

$$\text{Re}^{**} = \left[\frac{1}{153,2} \frac{V^2}{\nu V'} f(x) \right]^{6/7}.$$

5. Толщина потери импульса δ^{**} , толщина вытеснения δ^* , толщина ПС δ (рис. 4.1, 4.2):

$$\delta^{**} = \frac{\nu \text{Re}^{**}}{V}; \quad \bar{\delta}^{**} = \frac{\delta^{**}}{l_{\max}};$$

$$\delta^* = (1,3 - 1,4) \delta^{**} \cong 1,35 \delta^{**}; \quad \bar{\delta}^* = \frac{\delta^*}{l_{\max}};$$

$$\delta = \frac{\delta^{**}}{0,128}; \quad \bar{\delta} = \frac{\delta}{l_{\max}}.$$

Точка отрыва ТПС определяется по отрывному значению форм - параметра $f(x)$ (рис. 4.1, 4.2):

$$f_{\text{отр}} = -(6 \div 8).$$

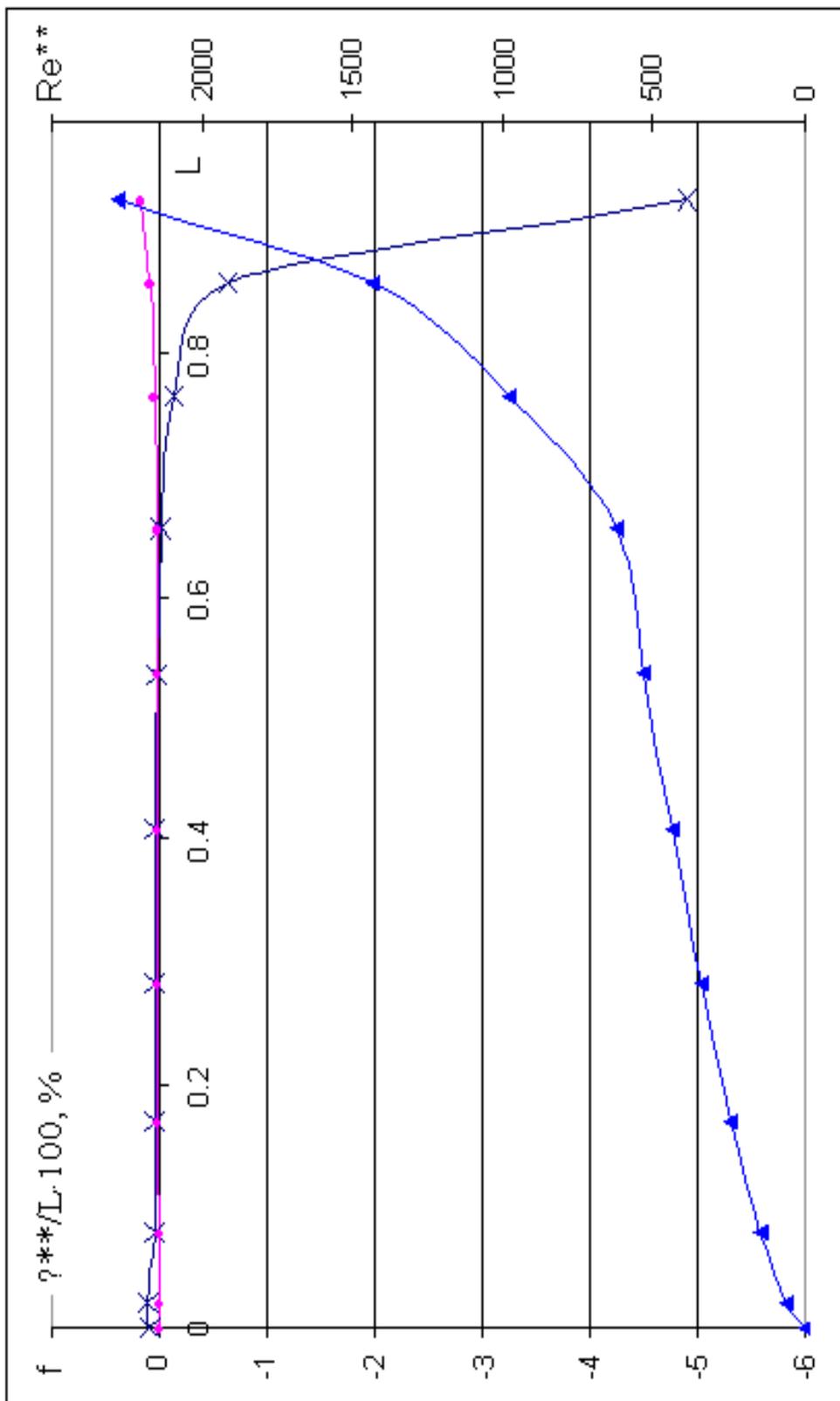


Рис. 4.1. Изменение f , δ^{**} , Re^{**} вдоль «руля Жуковского» (верхняя сторона) под углом атаки $\alpha=3^\circ$

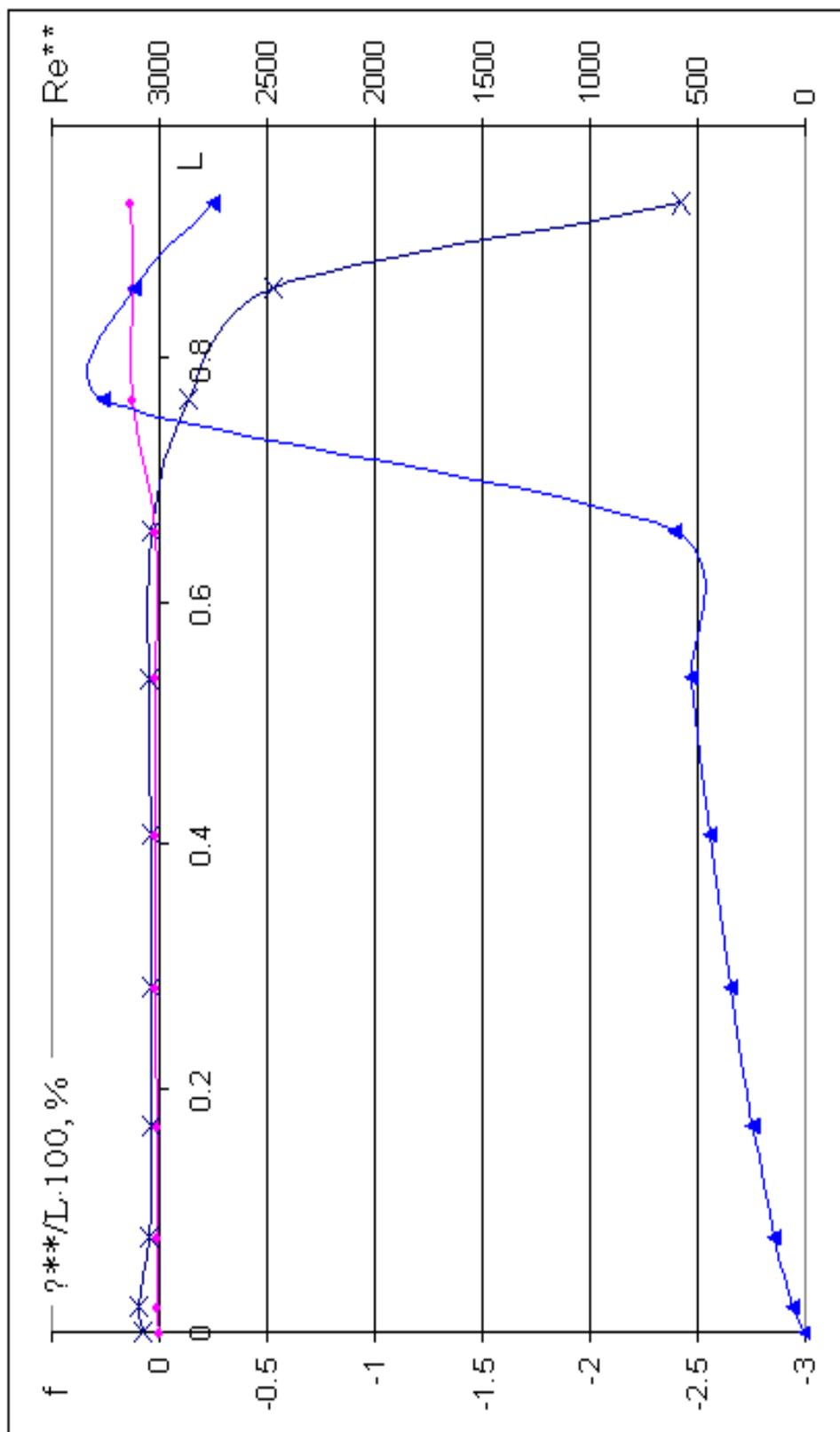


Рис. 4.2. Изменение f , δ^{**} , Re^{**} вдоль «руля Жуковского» (нижняя сторона) под углом атаки $\alpha = 3^\circ$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. 840 с.
2. Гидромеханика. / Под. ред. Я.И. Войткунского. – Л.: Судостроение, 1968. 568 с.
3. Емцев Б.Т. Техническая гидромеханика. – М.: Машиностроение, 1987. 440 с.
4. Жарковский А.А. Механика жидкости и газа. Гидромеханика: Учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн ун-та, 2011. 29 с.
5. Механика жидкости и газа. Расчет обтекания теоретического профиля Н.Е. Жуковского: Метод. указания к курсовой работе / Сост. А.В. Захаров, Г.И. Топаж. СПб.: Изд-во СПбГТУ, 2002. 16 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

1. Основные понятия и характеристики пограничного слоя	3
2. Расчёт ламинарного пограничного слоя по методу Кочина- Лойцянского.....	6
3. Эмпирический метод расчета турбулентного пограничного слоя с произвольным распределением скорости на внешней границе	8
4. Пример расчета пограничного слоя на профиле Жуковского	10
Библиографический список	17

МЕХАНИКА ЖИДКОСТИ И ГАЗА
Расчет пограничного слоя на крыловом профиле

Методические указания

Составители: Жарковский Александр Аркадьевич
Грачев Александр Владимирович

Лицензия ЛР №02000593 от 07.08.97

Подписано в печать

Печать офсетная. Усл. печ. л.

Тираж 50

Формат 60x84 1/16.

Уч. - изд. л.

Заказ

Санкт-Петербургский государственный политехнический университет.

Издательско-полиграфический центр СПбГПУ.

Адрес университета и ИПЦ:

195251, Санкт-Петербург, Политехническая, 29.