

Объяснение физической сущности явления «Подъёмная сила Крыла» без использования уравнения Бернулли

Монин Илья Алексеевич, к.т.н. СМ-9, imoninpgd@gmail.com

Критика существующего Теоретического объяснения Подъёмной Силы на крыле самолёта.

Прослушав курс лекций МФТИ Факультет аэромеханики и летательной техники (ФАЛТ) «Введение в Аэродинамику» и прочитав несколько разных ВУЗовских учеников по «Аэродинамике» [1-3], я был озадачен рядом явных противоречий в объяснениях физики процесса обтекания потоком воздуха (газа или идеальной жидкости) различных твёрдых предметов и формирования подъёмной силы на крыле.

Основной тиражируемой Версией образования подъёмной силы на крыле заявляется разность скоростей течения воздуха (жидкости) над крылом и под крылом, и вследствие этого возникает перепад давления согласно Закону Бернулли. При этом однозначно связывают через закон Бернулли расчётную скорость потока на поверхности крыла с инструментально регистрируемым давлением на крыло, игнорируя другие возможные объяснения на основе не менее базовых законов физики.

При анализе обтекания идеальной невязкой жидкостью профилей в плоских течениях удивительным образом получали кратное повышение скоростей потока в сравнение с базовой скоростью V_0 . То есть опровергается закон сохранения энергии, так как энергия на разгон потока берётся ниоткуда, кратно превышая энергию набегающего на крыло потока. При этом игнорируется постулат гидродинамики, что по тому же закону Бернулли при истечении струи из-под уровня скоростной напор однозначно ограничивается сверху статическим напором в сосуде, то есть скоростной напор струи после разгона на крыле не может превысить статического давления сжатой при торможении среды.

Для полёта современного самолёта необходимая подъёмная сила в 500-600кг/м.кв. При совершении взлёта-посадки скорости современных

самолётов составляют около 250км/ч. В этом случае нужная подъёмная сила на крыле обеспечивается при скорости обтекания верхней плоскости порядка 450км/ч.

Каков механизм такого разгона потока воздуха без видимого механизма разгонного воздействия на него?

Ведь контакт крыла с набегающим потоком может вести только к торможению потока, но никак не к его разгону!

Эти противоречия необходимо снять!

Физика не должна терять Физический смысл в угоду красивым и сложным математическим построениям!

Рассмотрим иное объяснение формирования подъёмной силы крыла без выявленных нарушений законов физики и здравого смысла. Для этого потребуются применение законов обычной механики.

В рассмотрении считаем, что воздух состоит из отдельных взаимно отталкивающихся (для создания давления газа) частиц с собственной массой, каждая из которых подчиняется законам механики при изменении её направления и величины скорости движения.

Неоднозначность связи разрежения над крылом с повышенной скоростью потока

Рассматриваемое реальное крыло не является элементом идеальной трубки в модели Закона Бернулли, а является ограниченным твёрдым объектом в неограниченном пространстве движущегося реального газа, состоящего из вполне осязаемых по массе и размеру частиц газа. В таком случае следует рассмотреть криволинейное течение струй над криволинейной поверхностью крыла с учётом сил инерции и создаваемого давления, перпендикулярного вектору скорости и поверхности крыла.

Если рассматривать движение струй над профилем крыла, то создать разрежение над крылом может струя воздуха за счёт криволинейности своего течения.

Так для искривления прямолинейного движения тела нужно приложить силу, в перпендикулярном к вектору скорости направлении. В случае непрерывной плоской струи для её искривления нужно обеспечить разность давлений над и под ней. При этом со стороны выпуклости струи будет повышенное давление, а с вогнутой стороны- пониженное давление. При движении по окружности материальной точки центростремительное ускорение будет создаваться силой

$$F=m*V^2/R$$

А при таком же круговом движении тонкого слоя газа толщиной dR масса будет равна

$$m=q*S*dR,$$

где S - площадь участка слоя газа, q - плотность газа. Если привести центростремительную силу к элементарной площадке слоя газа, сила превратится в давление

$$P=q*V^2*dR/R$$

При протекании воздушной струи по поверхности крыла слой газа движется по криволинейной траектории. В каждой точке этой траектории существует свой радиус кривизны, который позволяет посчитать ИНЕРЦИОННОЕ давление газа в перпендикулярном к скорости направлении. Таким образом, можно напрямую посчитать давление (разряжение) на крыле от слоя текущего над его поверхностью газа, при этом скорость течения газа будем всегда считать равной скорости полёта крыла V_0 . Для начала рассмотрим простейший случай крыла в виде изогнутой с радиусом R пластиной нулевой толщины. Такие тонкие изогнутые профили используют для сверхлёгких планеров в авиамоделизме. Кстати, по привычной теории с законом Бернулли у тонкой изогнутой пластины вообще не должно быть подъёмной силы, так как длина пути под крылом и над крылом одинакова. Но подъёмная сила у тонкого крыла есть, причём весьма значительная, что однозначно показывает неправильность модели подъёмной силы с применением закона Бернулли. Для оценочного расчёта крыла выберем привычную для малоскоростных самолётов высоту профиля 20% от ширины крыла. В данном случае за высоту профиля примем разницу высот передней и задней кромки по отношению к горизонтальному воздушному потоку (см.рис.1-3)

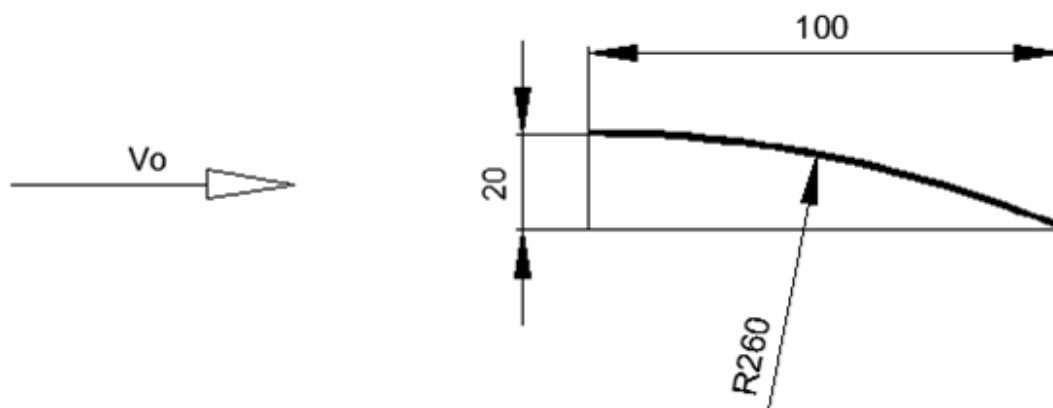


Рис.1. Геометрия тонкого крыла постоянной кривизны

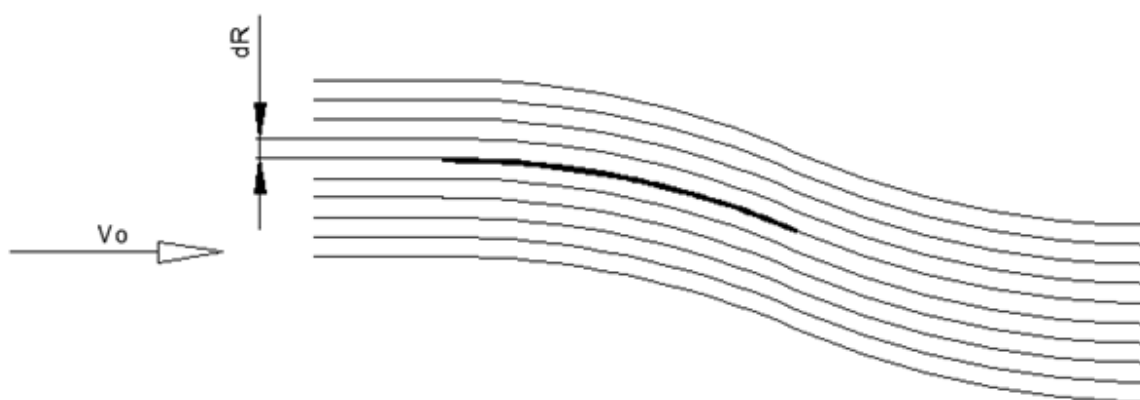


Рис.2. Предполагаемый режим обтекания тонкого радиусного крыла

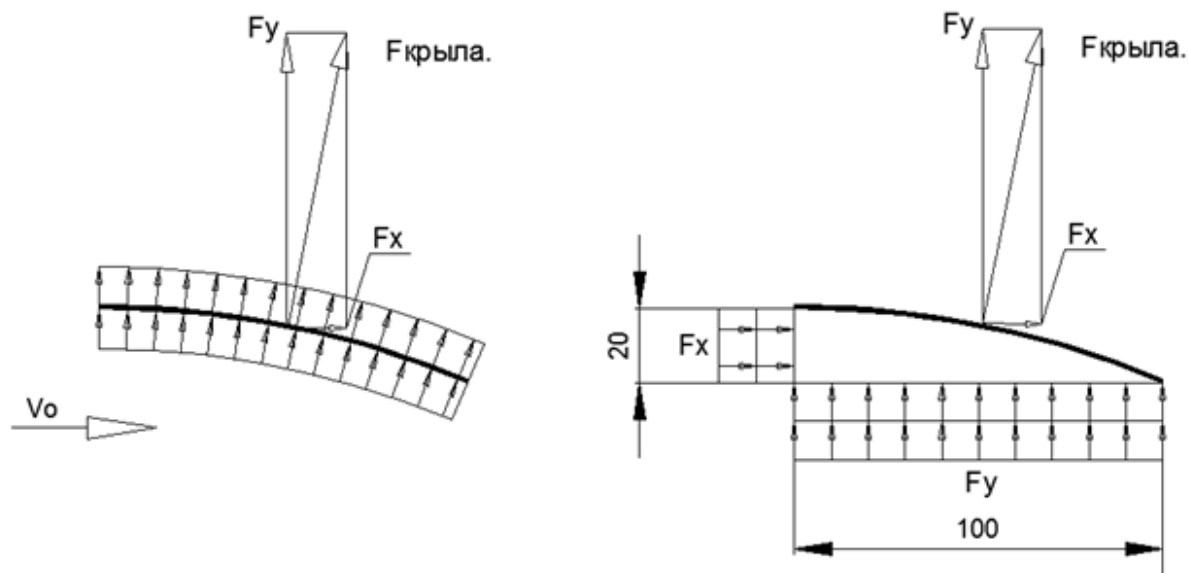


Рис.3. Характер распределения давления по тонкому радиусному крылу и равнодействующие силы по направлениям

Тогда при ширине 1м и 20% высоте профиля радиус крыла составит 2,6м, при условии горизонтального расположения касательной к крылу в верхней точке профиля.

Теперь рассчитаем центростремительное давление на крыло от искривлённого по дуге слоя воздуха.

Так для скорости 70м/с (252км/ч) давление одного слоя толщиной 0,1м с радиусом кривизны 2,6м составляет 235,6Па или 24кг/м.кв., а величина скоростного напора при 70м/с равна 3063 Па.

Если учесть, что у тонкого крыла обтекание происходит с двух сторон, то эти величины нужно как минимум удвоить, а затем ещё и умножить на некоторое количество параллельных слоёв, так же искривлённых движущимся крылом. Если предполагаем, что толщина возмущённого слоя не менее половины ширины крыла с каждой стороны крыла, то получаем суммарную удесятёрённую нагрузку на крыло около 2356 Па. Эти цифры прекрасно бьются со значениями нагрузок на крыло для низкоскоростных лёгкомоторных самолётов с толстым крылом и аналогичной кривизной поверхности крыла. (см.таб.1)

Так как давление $R_{кр}$ приложено к криволинейной поверхности тонкой пластины, то сила $F_{кр}$ от $R_{кр}$ может быть разложена на Подъёмную силы F_y и на силу Сопротивления полёту F_x .

Подъёмная сила F_y равна интегралу проекции на ось Y сил от Давления Криволинейного потока $R_{кр}$ по всей площади крыла. В случае равномерного давления на круговое крыло величина F_y будет равна произведению $R_{кр}$ на площадь проекции крыла на ось X , что равно $S=B*L$ крыла (в данном случае 1м.кв/м.п.).

$$F_y = R_{кр} * V_{кр} = 2356 * 1 = 2356 \quad \text{Н/м.п.}$$

В то же время сопротивление горизонтальному движению в этом случае будет равно интегралу проекции $dF_{кр}$ на ось X по всей площади крыла. В случае равномерного давления на крыло величина F_x будет равна произведению $R_{кр}$ на площадь проекции крыла на ось Y , что равно высоте H профиля крыла (в данном случае $0,2\text{м.кв/м.п.}$).

$$F_x = R_{кр} * N_{кр} = 2356 * 0,2 = 462 \quad \text{Н/м.п.}$$

При этом получим $K = F_y / F_x = (R_{кр} * V_{кр}) / (R_{кр} * N_{кр}) = V_{кр} / N_{кр}$, то есть при равномерном давлении на круговом тонком профиле качество крыла равно отношению только геометрических параметров профиля $K=B/H$. Согласно правилу векторного разложения сил из заданной картинке можно сразу получить величину качества крыла $K=F_y/F_x$, что в данном случае равно $K=100*R_{кр}/20*R_{кр} = 5$.

Интересно, что если отмасштабировать данное расчётное крыло в сторону десятикратного уменьшения (по радиусу кривизны, высоте и ширине профиля), то давления на крыло при этом останутся неизменными при равных скоростях полёта (см.таб.2). Именно по этой причине тяжёлые крылатые ракеты летят на достаточно маленьких тонких крылышках. Оказывается, что их небольших по площади и тонких крыльев при достаточной кривизне действительно хватает для создания необходимой подъёмной силы!

Так как комнатный моделизм достаточно дешёв, то эти цифры достаточно просто проверяются на натурных моделях.

Таб.1. Давления искривлённых слоёв воздуха на крыло постоянного радиуса $R=2,6$ м в зависимости от скорости полёта.

Скорость, км/ч	Скорость, м/с	Толщина слоя dR, м	Радиус кривизны R, м	Плотность воздуха, кг/м.куб	Скоростной напор, Па	Давление слоя dR, Па	n, число слоёв	Давление слоя dR*10, Па	Давление слоя dR*10, кгс/м.кв
36	10	0,1	2,6	1,25	63	4,8	10,0	48	5
72	20	0,1	2,6	1,25	250	19,2	10,0	192	20
108	30	0,1	2,6	1,25	563	43,3	10,0	433	44
144	40	0,1	2,6	1,25	1000	76,9	10,0	769	78
180	50	0,1	2,6	1,25	1563	120,2	10,0	1202	123
216	60	0,1	2,6	1,25	2250	173,1	10,0	1731	176
252	70	0,1	2,6	1,25	3063	235,6	10,0	2356	240
288	80	0,1	2,6	1,25	4000	307,7	10,0	3077	314
324	90	0,1	2,6	1,25	5063	389,4	10,0	3894	397
360	100	0,1	2,6	1,25	6250	480,8	10,0	4808	490

Таб.2. Давления искривлённых слоёв воздуха на крыло постоянного радиуса $R=0,26$ м в зависимости от скорости полёта.

Скорость, км/ч	Скорость, м/с	Толщина слоя dR, м	Радиус кривизны R, м	Плотность воздуха, кг/м.куб	Скоростной напор, Па	Давление слоя dR, Па	Давление слоя dR*10, Па	Давление слоя dR*10, кгс/м.кв
36	10	0,01	0,26	1,25	63	4,8	48	5
72	20	0,01	0,26	1,25	250	19,2	192	20
108	30	0,01	0,26	1,25	563	43,3	433	44
144	40	0,01	0,26	1,25	1000	76,9	769	78
180	50	0,01	0,26	1,25	1563	120,2	1202	123
216	60	0,01	0,26	1,25	2250	173,1	1731	176
252	70	0,01	0,26	1,25	3063	235,6	2356	240
288	80	0,01	0,26	1,25	4000	307,7	3077	314
324	90	0,01	0,26	1,25	5063	389,4	3894	397
360	100	0,01	0,26	1,25	6250	480,8	4808	490

Интересно рассмотреть, как меняется $K_{кр}$ крыла при постоянной его кривизне $R_{кр}$, но при изменяющемся параметре ширины профиля $V_{кр}$. (См.таб.3)

В самой первой строчке таблицы аэродинамическое качество крыла достигает фантастического значения $K=182$, но при этом нагрузка на крыло составляет всего 67Па (7кгс/м.кв), что пригодно только для авиамodelей планеров комнатной размерности.

Необходимая подъёмная сила на крыле возникает только при достаточно малых K крыла, что видно по последним строчкам таблицы. Жёлтым выделены столбец изменяемого параметра и строчка исходного

профиля

с

Ккр=5.

Таб.3. Изменение параметров крыла постоянного радиуса $R=2,6\text{м}$ при различных углах профиля (ширина профиля) на постоянной скорости полёта.

Скорость, км/ч	Скорость, м/с	Толщина слоя $dR=B/10$, м	Радиус кривизны R, м	Плотность воздуха, кг/м.куб	Скоростной напор, Па	Давление слоя dR, Па	η , число слоёв	Давление слоя dR* η , Па	Давление еслоя dR* η , кгс/м.кв	угол профиля ,град	B, м	H, м	B/H	Fx, Н/м.п.	Fy, Н/м.п.	K
252	70	0,003	2,6	1,25	3063	6,7	10,0	67	7	0,63	0,029	0,0002	181,98	0,01	1,92	181,98
252	70	0,007	2,6	1,25	3063	17,4	10,0	174	18	1,63	0,074	0,001	70,33	0,18	12,87	70,33
252	70	0,012	2,6	1,25	3063	28,1	10,0	281	29	2,63	0,119	0,003	43,59	0,77	33,50	43,59
252	70	0,016	2,6	1,25	3063	38,8	10,0	388	40	3,63	0,165	0,005	31,57	2,02	63,77	31,57
252	70	0,021	2,6	1,25	3063	49,4	10,0	494	50	4,63	0,210	0,008	24,75	4,19	103,66	24,75
252	70	0,025	2,6	1,25	3063	60,1	10,0	601	61	5,63	0,255	0,013	20,35	7,52	153,11	20,35
252	70	0,03	2,6	1,25	3063	70,7	10,0	707	72	6,63	0,300	0,017	17,27	12,28	212,07	17,27
252	70	0,035	2,6	1,25	3063	81,3	10,0	813	83	7,63	0,345	0,023	15,00	18,69	280,46	15,00
252	70	0,039	2,6	1,25	3063	91,9	10,0	919	94	8,63	0,390	0,029	13,26	27,01	358,21	13,26
252	70	0,043	2,6	1,25	3063	102,4	10,0	1024	104	9,63	0,435	0,037	11,88	37,48	445,20	11,88
252	70	0,048	2,6	1,25	3063	112,9	10,0	1129	115	10,63	0,479	0,045	10,75	50,34	541,35	10,75
252	70	0,052	2,6	1,25	3063	123,4	10,0	1234	126	11,63	0,524	0,053	9,82	65,81	646,53	9,82
252	70	0,057	2,6	1,25	3063	133,9	10,0	1339	136	12,63	0,568	0,063	9,04	84,13	760,61	9,04
252	70	0,061	2,6	1,25	3063	144,3	10,0	1443	147	13,63	0,612	0,073	8,37	105,53	883,46	8,37
252	70	0,066	2,6	1,25	3063	154,6	10,0	1546	158	14,63	0,656	0,084	7,79	130,22	1014,92	7,79
252	70	0,07	2,6	1,25	3063	164,9	10,0	1649	168	15,63	0,700	0,096	7,29	158,42	1154,84	7,29
252	70	0,074	2,6	1,25	3063	175,2	10,0	1752	179	16,63	0,744	0,109	6,85	190,34	1303,05	6,85
252	70	0,079	2,6	1,25	3063	185,4	10,0	1854	189	17,63	0,787	0,122	6,45	226,20	1459,36	6,45
252	70	0,083	2,6	1,25	3063	195,6	10,0	1956	199	18,63	0,830	0,136	6,10	266,17	1623,59	6,10
252	70	0,087	2,6	1,25	3063	205,7	10,0	2057	210	19,63	0,873	0,151	5,78	310,47	1795,53	5,78
252	70	0,092	2,6	1,25	3063	215,7	10,0	2157	220	20,63	0,916	0,167	5,50	359,26	1974,98	5,50
252	70	0,096	2,6	1,25	3063	225,7	10,0	2257	230	21,63	0,958	0,183	5,24	412,74	2161,71	5,24
252	70	0,1	2,6	1,25	3063	235,6	10,0	2356	240	22,63	1,000	0,200	5,00	471,07	2355,51	5,00
252	70	0,104	2,6	1,25	3063	245,4	10,0	2454	250	23,63	1,042	0,218	4,78	534,42	2556,12	4,78
252	70	0,108	2,6	1,25	3063	255,1	10,0	2551	260	24,63	1,083	0,236	4,58	602,94	2763,32	4,58
252	70	0,112	2,6	1,25	3063	264,8	10,0	2648	270	25,63	1,124	0,256	4,40	676,79	2976,85	4,40
252	70	0,116	2,6	1,25	3063	274,4	10,0	2744	280	26,63	1,165	0,276	4,23	756,09	3196,45	4,23
252	70	0,121	2,6	1,25	3063	283,9	10,0	2839	289	27,63	1,205	0,296	4,07	840,99	3421,84	4,07
252	70	0,125	2,6	1,25	3063	293,3	10,0	2933	299	28,63	1,245	0,318	3,92	931,60	3652,77	3,92

Также можно рассчитать изменение подъёмной силы F_y и качества крыла $K_{кр}$ для крыла с постоянной хордой, но разной кривизной крыла при постоянной скорости. Жёлтым выделены столбцы: Изменяемый аргумент $R_{кр}$ - радиус кривизны и постоянная ширина профиля $B_{кр}$. Так же выделена строка исходного профиля с $K_{кр}=5$.

Таб.4. Изменение параметров крыла переменного радиуса кривизны при постоянной ширине профиля $B=1\text{м}$ на постоянной скорости полёта.

Скорость, км/ч	Скорость, м/с	Толщина слоя $dR=B/10$, м	Радиус кривизны R, м	Плотность воздуха, кг/м.куб	Скоростной напор, Па	Давление слоя dR, Па	n, число слоёв	Давление слоя dR* n, Па	Давление слоя dR* n, кгс/м.кв	град	B, м	H, м	B/H	Fx, Н/м.п.	Fy, Н/м.п.	K
252	70	0,1	90,99	1,25	3063	6,7	10,0	67	7	0,63	1,000	0,00550	181,982	0,37	67,31	181,98
252	70	0,1	35,17	1,25	3063	17,4	10,0	174	18	1,63	1,000	0,014	70,332	2,48	174,14	70,33
252	70	0,1	21,8	1,25	3063	28,1	10,0	281	29	2,63	1,000	0,023	43,585	6,45	280,91	43,59
252	70	0,1	15,8	1,25	3063	38,8	10,0	388	40	3,63	1,000	0,032	31,573	12,28	387,60	31,57
252	70	0,1	12,39	1,25	3063	49,4	10,0	494	50	4,63	1,000	0,040	24,749	19,97	494,16	24,75
252	70	0,1	10,2	1,25	3063	60,1	10,0	601	61	5,63	1,000	0,049	20,348	29,52	600,58	20,35
252	70	0,1	8,666	1,25	3063	70,7	10,0	707	72	6,63	1,000	0,058	17,273	40,92	706,82	17,27
252	70	0,1	7,535	1,25	3063	81,3	10,0	813	83	7,63	1,000	0,067	15,004	54,17	812,84	15,00
252	70	0,1	6,668	1,25	3063	91,9	10,0	919	94	8,63	1,000	0,075	13,260	69,28	918,61	13,26
252	70	0,1	5,981	1,25	3063	102,4	10,0	1024	104	9,63	1,000	0,084	11,877	86,22	1024,11	11,88
252	70	0,1	5,424	1,25	3063	112,9	10,0	1129	115	10,63	1,000	0,093	10,755	105,01	1129,29	10,75
252	70	0,1	4,963	1,25	3063	123,4	10,0	1234	126	11,63	1,000	0,102	9,824	125,62	1234,13	9,82
252	70	0,1	4,576	1,25	3063	133,9	10,0	1339	136	12,63	1,000	0,111	9,041	148,06	1338,59	9,04
252	70	0,1	4,246	1,25	3063	144,3	10,0	1443	147	13,63	1,000	0,119	8,372	172,32	1442,64	8,37
252	70	0,1	3,961	1,25	3063	154,6	10,0	1546	158	14,63	1,000	0,128	7,794	198,39	1546,26	7,79
252	70	0,1	3,713	1,25	3063	164,9	10,0	1649	168	15,63	1,000	0,137	7,290	226,26	1649,41	7,29
252	70	0,1	3,496	1,25	3063	175,2	10,0	1752	179	16,63	1,000	0,146	6,846	255,93	1752,05	6,85
252	70	0,1	3,303	1,25	3063	185,4	10,0	1854	189	17,63	1,000	0,155	6,452	287,39	1854,16	6,45
252	70	0,1	3,132	1,25	3063	195,6	10,0	1956	199	18,63	1,000	0,164	6,100	320,62	1955,71	6,10
252	70	0,1	2,978	1,25	3063	205,7	10,0	2057	210	19,63	1,000	0,173	5,783	355,62	2056,66	5,78
252	70	0,1	2,84	1,25	3063	215,7	10,0	2157	220	20,63	1,000	0,182	5,497	392,37	2156,99	5,50
252	70	0,1	2,714	1,25	3063	225,7	10,0	2257	230	21,63	1,000	0,191	5,237	430,87	2256,65	5,24
252	70	0,1	2,6	1,25	3063	235,6	10,0	2356	240	22,63	1,000	0,200	5,000	471,10	2355,64	5,00
252	70	0,1	2,496	1,25	3063	245,4	10,0	2454	250	23,63	1,000	0,209	4,783	513,05	2453,90	4,78
252	70	0,1	2,401	1,25	3063	255,1	10,0	2551	260	24,63	1,000	0,218	4,583	556,71	2551,42	4,58
252	70	0,1	2,313	1,25	3063	264,8	10,0	2648	270	25,63	1,000	0,227	4,398	602,06	2648,16	4,40
252	70	0,1	2,232	1,25	3063	274,4	10,0	2744	280	26,63	1,000	0,237	4,228	649,10	2744,10	4,23
252	70	0,1	2,157	1,25	3063	283,9	10,0	2839	289	27,63	1,000	0,246	4,069	697,80	2839,20	4,07
252	70	0,1	2,088	1,25	3063	293,3	10,0	2933	299	28,63	1,000	0,255	3,921	748,15	2933,44	3,92

В

описанной модели для получения разряжения над крылом не требуется дополнительный разгон воздуха над крылом. Заметное разряжение над крылом обеспечивается в условиях значительного искривления обтекающего крыло потока воздуха под действием статических сил давления воздуха всего окружающего пространства. Угол наклона хорды исходной изогнутой пластины составляет 11,3 градуса (половина угла сегмента дуги в 22,6град), что хорошо согласуется с посадочными режимами работы крыла современных авиалайнеров при посадке с выпущенной механизацией крыла (предкрылки +закрылки). В посадочном режиме крыло с выпущенной механизацией намного больше напоминает рассмотренный случай изогнутой тонкой пластинки, чем классическое крыло с прямой нижней плоскостью (см.рис

4).

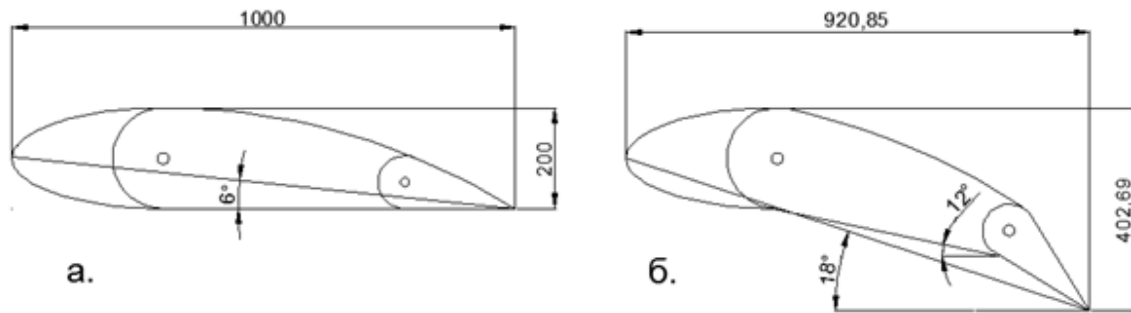


Рис.4. Крыло несимметричного профиля с плоской нижней обтекаемой поверхностью: а) выпрямленное положение для скоростного полёта; б) крыло с максимальной кривизной при полностью выпущенной механизации.

Сильно изогнутое тонкое крыло широко применяется в качестве лопастей вентиляторов. Низкие линейные скорости при малых величинах давления позволяют использовать в вентиляторах в качестве лопастей тонкие стальные или пластиковые пластины крайне малой толщины, так как их прочности хватает для выдерживания имеющихся нагрузок.

У тяжёлых самолётов использование тонких крыльев технически невозможно по причине их недостаточной прочности. Большая толщина крыла позволяет разместить внутри крыла достаточно высокие несущие балки достаточной прочности и жёсткости на изгиб и кручение, при этом сохранив приемлемый для самолёта вес. Именно по этой причине вся аэродинамика изучает крылья со вполне осязаемой толщиной. По этой причине переходим от рассмотрения аэродинамики тонкой изогнутой пластины к профилю крыла с реальной толщиной и плоскостями различной кривизны.

В завершении рассмотрения модели обтекания тонкого крыла необходимо привести ещё одно доказательство работоспособности предложенной модели объяснения «Подъёмной силы крыла». Как известно из механики, Сила- это изменение импульса в единицу времени, то есть $F = d(m \cdot V) / dt$

В озвученной модели обтекания тонкого криволинейного крыла мы можем подсчитать подъёмную силу F_y как изменение импульса набегающего потока воздуха по вертикали, который считается как $F_{y2} = (dR \cdot 10 \cdot q \cdot V_0) \cdot V_0 \cdot \sin \alpha_{кр}$,

Где V_0 -скорость крыла, dR –толщина элементарного искривляемого слоя потока воздуха в расчётной модели, 10- число искривляемых одновременно

слоёв, $A_{кр}$ - угол схода потока с крыла к направлению исходной скорости V_o . Проведя расчёт получим, что оба расчёта дают одинаковый результат. Или в аналитическом виде:

$$F_{y1} = R_{кр} * V_{кр},$$

$$R_{кр} = \frac{(dR * 10 * q * V_o) * V_o}{R},$$

$$V_{кр} = R * \sin A_{кр}$$

Подставив развёртки $R_{кр}$ и $V_{кр}$ в выражение для F_{y1} и сократив одноимённые R в числителе и знаменателе, получим:

$$F_y = R_{кр} * V_{кр} = (dR * 10 * q * V_o) * V_o * \sin A_{кр}$$

$$A \text{ значит всегда верно равенство } F_y = F_{y1} = F_{y2}$$

То есть «Инерционно-криволинейный» метод расчёта «Подъёмной Силы» крыла даёт формулу идентичную с методом «Реактивно-Импульсной Силы» для крыла одинаковой геометрии.

Это значит, что самолёты летают не благодаря какой-то «магической» силе из «магических вихрей», а благодаря старому и понятному «Импульсу Силы» или «Реактивной тяге» при отбрасывании массы воздуха вниз.

Толстое Крыло

На малых скоростях полёта при взлёте-посадке ($M = 0,2$ или 250 км/ч) скоростной напор не превышает 3 кПа (3% от Атмосферного давления на уровне моря в 100 кПа), то есть он столь мал по отношению к базовому атмосферному давлению, что геометрическое сжатие потока становится визуально не обнаружимо при рисовании струйного течения у крыла. Для создания подъёмной силы над крылом необходимо создать искривление потока так, чтобы крыло находилось в зоне вогнутости потока воздуха. Обеспечить такое искривление струи над крылом помогает кривизна верхней плоскости крыла, находящейся в аэродинамической тени носового обтекателя крыла.

При этом нижняя плоскость крыла обтекается либо по прямой, не создавая разряжения, или по вогнутой поверхности, отбрасывая поток воздуха вниз, что создаёт уже положительный прирост давления на крыле снизу и суммируется с подъёмной силой от разряжения над крылом. Главным отличием толстого крыла от тонкой пластины в нашем случае будет появление лобового обтекателя, раздвигающего встречный поток воздуха до того, как он достигнет изогнутых плоскостей, создающих подъёмную силу. Перед летящим толстым крылом возникает зона торможения, где скорость

движения воздуха становится равной нулю (относительно крыла), а избыточное давление в этой зоне равно скоростному напору $P_{\text{во}}$. Нарисовать линии тока без учёта сжатия воздуха не получится, иначе придется либо принять версию об ускорении воздуха над поверхностью крыла, либо зона влияния с искривлением потока устремится к бесконечности в несжимаемой среде, что является неправдоподобным. Кстати, оба эффекта (Ускорение потока и Бесконечная зона влияния в несжимаемых жидкостях) проявляются на практике в аэродинамических трубах с дымовыми линиями тока и при движении подводных лодок на малых глубинах.

Так в аэродинамических трубах (АДТ) обтекание тестируемых макетов происходит с заметным ускорением потока (уменьшение толщин дымовых линий) в зазоре стенка АДТ-макет. Вот только толкование этого явления совершенно неверно относят к ускорению потока для формирования подъёмной силы. В действительности ускорение потока в зазоре «стенка АДТ-макет» является просто следствием заужения проходного сечения в проточном тракте АДТ при сохранении постоянного расхода воздуха в самой АДТ за счёт мощных вентиляторов с жёсткой вентиляторной характеристикой.

При движении подводных лодок на малых глубинах над подводной лодкой образуется Визуально Заметный водяной горб. Величина этого горба равна объёму воды перед корпусом подлодки, который надо как-то переместить из зоны перед подлодкой в зону кормы при движении с заданной скоростью. Горб на поверхности образуется и при движении подлодки на больших глубинах, но из-за большей площади растекания горба его высота становится необнаружимой при простом визуальном наблюдении. Причиной возникновения горба воды на поверхности объясняется невозможностью переместить несжимаемую жидкость в сторону дна, а в сторону поверхности тонкий слой воды под атмосферным давлением воздуха становится Легко Сдвигаемым, с понятной упругой характеристикой пружины Атмосферного давления и Сил Тяготения. Кстати, даже при движении подводных лодок на больших глубинах водяной горб (и саму подлодку как следствие) могут обнаружить при наблюдении со спутников с помощью высокочувствительной аппаратуры, способной замерять геометрию поверхности морей с большой точностью и вычленив горб воды от

подложки из шума волн на поверхности с помощью ЭВМ. Таким образом, принимаем газ сжимаемым, а зону влияния от огибания крыла ставим в зависимость от величины сжатия струи от давления P_{vo} . Давление в зоне торможения у обтекателя удерживается искривлёнными струями воздуха, огибающими обтекатель. Связь давления с искривлением слоёв воздуха такая же, как и в случае с тонким изогнутым крылом $dP = q \cdot V_o^2 \cdot dR / R_{сл}$.

Величина зоны влияния, где заметно искривление потока, также связано с величиной $V_{кр}$ и $N_{кр}$. Повышение давления перед обтекателем будет скомпенсировано понижением давления в спутной струе позади крыла, то есть крыло формирует линейный Диполь по давлению, который на большом удалении практически перестаёт влиять на окружающее воздушное пространство на малых (дозвуковых) скоростях полёта. Если принять форму носового обтекателя круглой, то половина высоты профиля будет равна $N_{кр}/2 = R_{лоб}$. Считаем, что зона торможения с давлением P_{vo} целиком создаётся кривизной слоя в границах ширины профиля $V_{кр}$, тогда можем оценить радиус кривизны струи толщиной $N_{кр}/2 = R_{лоб}$. Необходимо выполнить условие $Pr = P_{vo}$. Следовательно

$$q V_o^2 \cdot R_{лоб} / R = q V_o^2 / 2$$

После сокращения одинаковых членов плотности и скорости соответственно в левой и правой части уравнения получаем $R = 2 \cdot R_{лоб}$

Таким образом, получается, что предельные радиусы кривизны набегающего потока ограничены исключительно кривизной обтекателя (локальной высотой профиля), и при этом не зависят от скорости. При повороте набегающей струи в обход профиля неизбежно возникает ситуация, в которой граничная с нулевой линией потока струя касается обтекателя. В этой точке касания скорость потока направляется от крыла, а кривая потока достигает точки перегиба. То есть в этой точке происходит отрыв слоя от крыла с изменением направления выпуклости кривизны струи (см.рис.5).

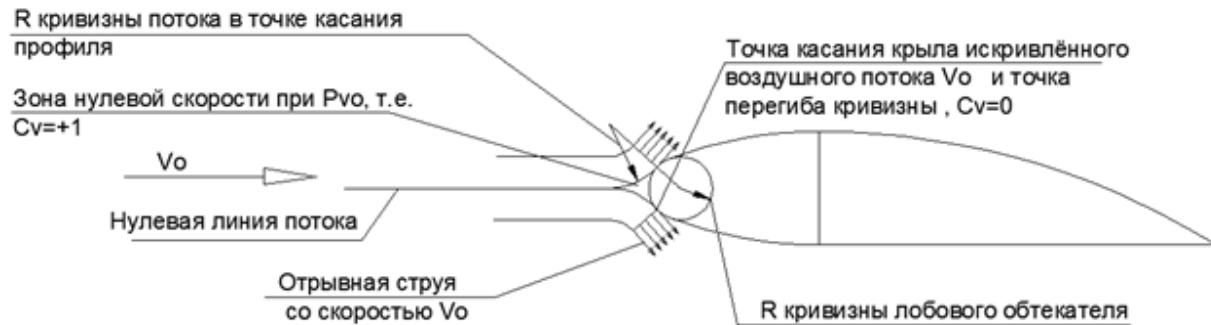


Рис.5. Взаимодействие набегающего потока V_0 с лобовым обтекателем крыла.

На больших скоростях полёта величина скоростного напора P_{v0} столь велика, что струя отрывается от носового обтекателя и, описав длинную дугу над плоскостью крыла, возвращается обратно к поверхности крыла. В месте возврата оторванной струи на плоскость крыла возникает Удар, а струя скачком меняет направление на касательное к плоскости крыла. При этом под дугой летящей струи от точки отрыва до точки возврата возникает замкнутая полость низкого давления. (см.рис.6).

В традиционной «Бернуллиевской Аэродинамике» описанное образование развитого отрывного пузыря с сильным разрежением и ударный возврат отрывной струи объясняют так: «...На высоких предзвуковых и трансзвуковых скоростях возникает ускорение потока воздуха над крылом до сверхзвуковых значений, в результате чего давление над крылом сильно снижается, а потом возникает скачок давления (удар перехода на сверхзвук), с переходом после него на дозвуковое течение...». Такое объяснение выглядит как явная натяжка реальных экспериментальных данных на несостоятельную теорию.

Так как обтекатель делит набегающий поток на две части по нулевой линии, то отрыв потока возникает на обеих плоскостях крыла. Но из-за различных направлений плоскостей по отношению к потоку (на поток или в аэродинамической тени) отрывные пузыри разрежения над и под крылом имеют разный размер, и так же изменяется сила удара возвратной струи, пропорционально размеру отрывного пузыря. На основе такого распределения эпюр давления на переднем обтекателе

крыла и полученных качеств $K_{кр}$ тонких радиусных пластин-крыльев в зависимости от относительной толщины профиля $V_{кр}/N_{кр}$. легко можно понять причины и закономерности такого явления, как «Обтекаемость» различных геометрических форм (см.Эпюру C_x на рис.6). Так же было бы крайне интересно рассмотреть эпюры давления при Обтекании струйными течениями стандартных осесимметричных тел и получить их равёртки C_x и C_y по сечениям, а не только один суммарный коэффициент C_x для фигуры в целом.

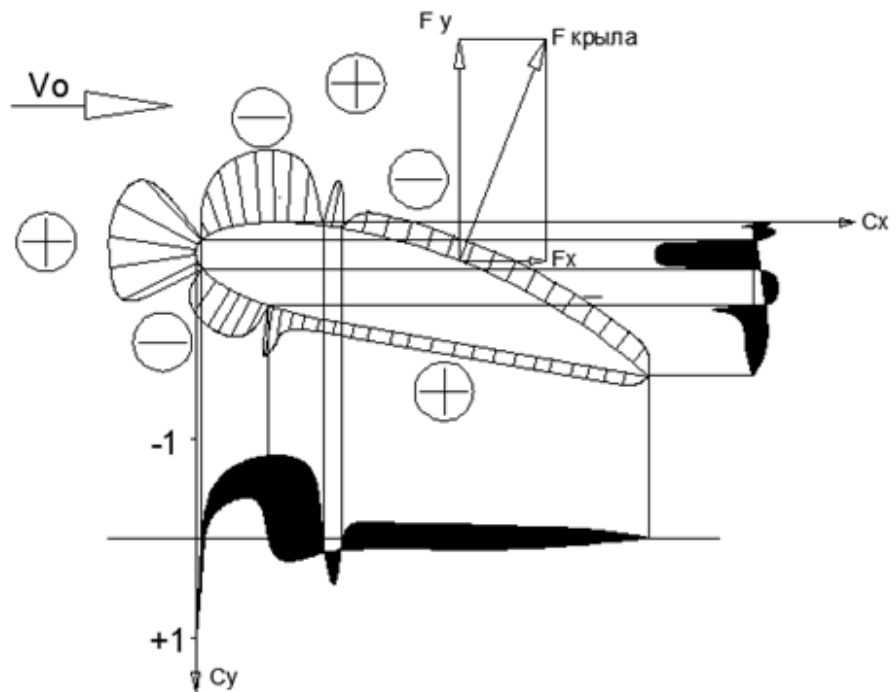
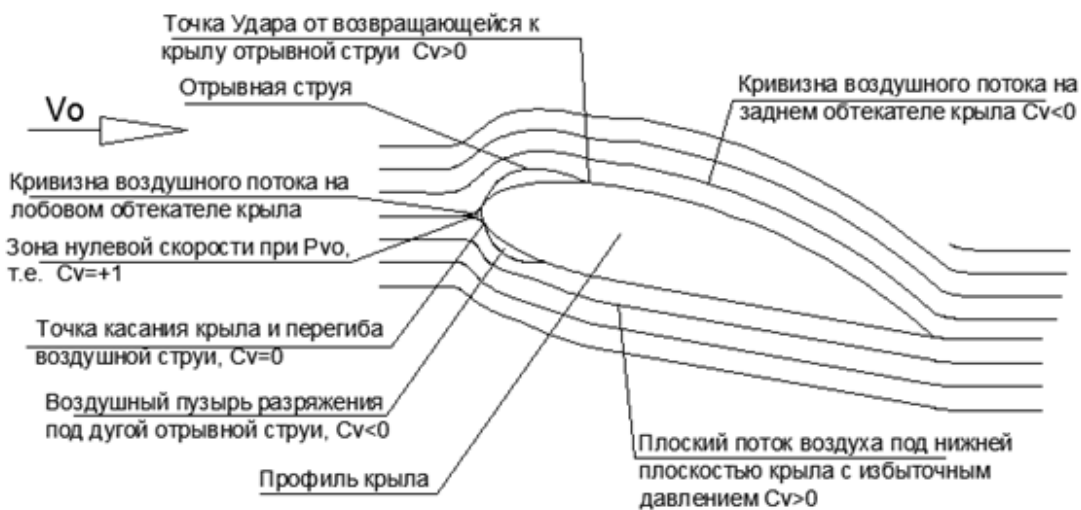


Рис.6. Обтекание струями воздуха толстого крыла с обозначенными характерными элементами движения. Эпюра давлений на крыло и диаграммы коэффициента давления C_y по хорде крыла и C_x по высоте крыла. Площадь закрашенных зон соответствуют суммарным силам по направлениям Y и X соответственно.

При низких числах M основная подъёмная сила формируется в зоне носового обтекателя в отрывных пузырях. При малых числах M возвратная струя в зоне отрыва идёт по касательной к толстому профилю крыла и не вызывает Удара в точке возврата. Но при приближении к $M=1$ отрывные пузыри раздуваются на столько сильно, что становится невозможно добиться нужной толщины профиля для безотрывного течения струи, и тогда возникает выраженный Отрыв потока с образованием Отрывного Пузыря, визуально наблюдаемого по колебаниям шелковинок, наклеенных на плоскость крыла. Раздувание отрывных пузырей по высоте становится препятствием для набора скорости, и потому их развитие начинают уменьшать за счёт заострения носовой кромки (понижение радиуса лобового обтекателя). При трансзвуковых скоростях полёта задняя граница отрывного пузыря достигает задней кромки крыла, после чего происходит соединение объёмов верхнего отрывного пузыря с зоной высокого давления нижней плоскости крыла. В объединившихся объёмах верхнего и нижнего отрывных пузырей давление выравнивается, а подъёмная сила крыла F_y резко падает. При сверхзвуковом полёте крыло привычной каплевидной формы становится уже совсем неприменимым, а вместо этого появляется крыло с развитым острым «клювом», на котором теперь и создаётся основная часть подъёмной силы, при этом минимизируется возможность возникновения отрывного пузыря.

Для обеспечения посадочных режимов полёта на низких числах Маха в «тонкоклювое» крыло осуществляют установку передней и задней отклоняемой механизации (см.рис.7). Подобного типа тонкие крылья с острыми передними кромками и отклоняемой передней и задней механизацией ставят на боевые истребители 4-5 поколений (см.фото.1-2). При отклонения механизации вниз «тонкоклювое» крыло становится близко к характеристикам обтекания тонкой изогнутой пластины, что позволяет осуществлять взлёт и посадку на малых скоростях и с коротким пробегом по

ВПП. В перспективе возможен переход на поворот плоскости крыла целиком при выполнении манёвров на малых скоростях, как это уже сделано с полностью поворотным хвостовым оперением истребителей. Полностью поворотная плоскость крыла позволит избежать сильного задирання фюзеляжа против потока воздуха и сохранения сонаправленности вектора тяги двигателей к скорости полёта на больших углах атаки.

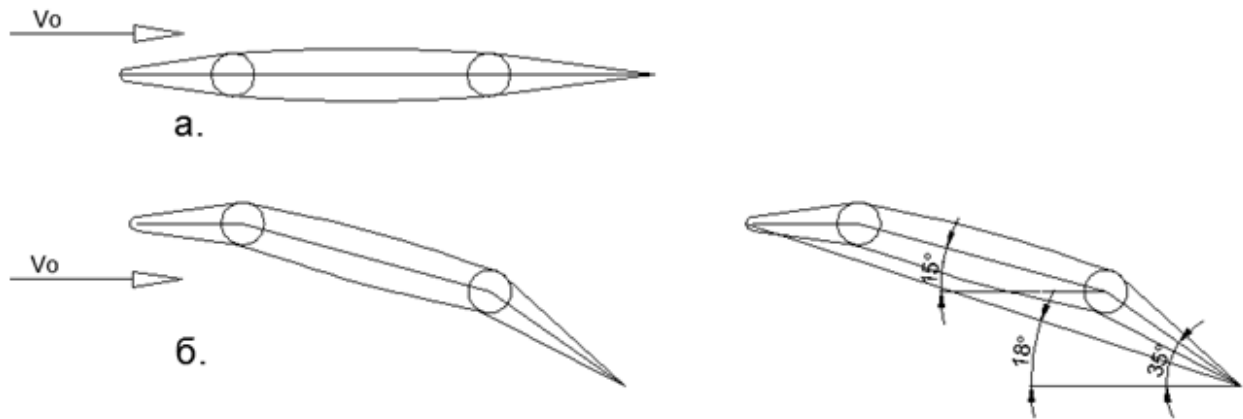


Рис.7. Профиль тонкого крыла $H/B=0,1$ (10%) с острым отклоняемым «Клювом» и широким отклоняемым закрылком: а) выпрямленное положение для сверхзвукового полёта; б) отклонение механизации вниз для полётов на малых скоростях и в посадочном режиме с большими углами атаки.



Фото.1.

Су- 35 на большом угле атаки с отклонёнными предкрылками и закрылками в посадочном режиме (выпущены шасси).



Фото.2. МиГ-29 с отклонёнными предкрылками и закрылками во взлёт-посадочном режиме на большом угле атаки и низкой скорости (выпущены шасси).

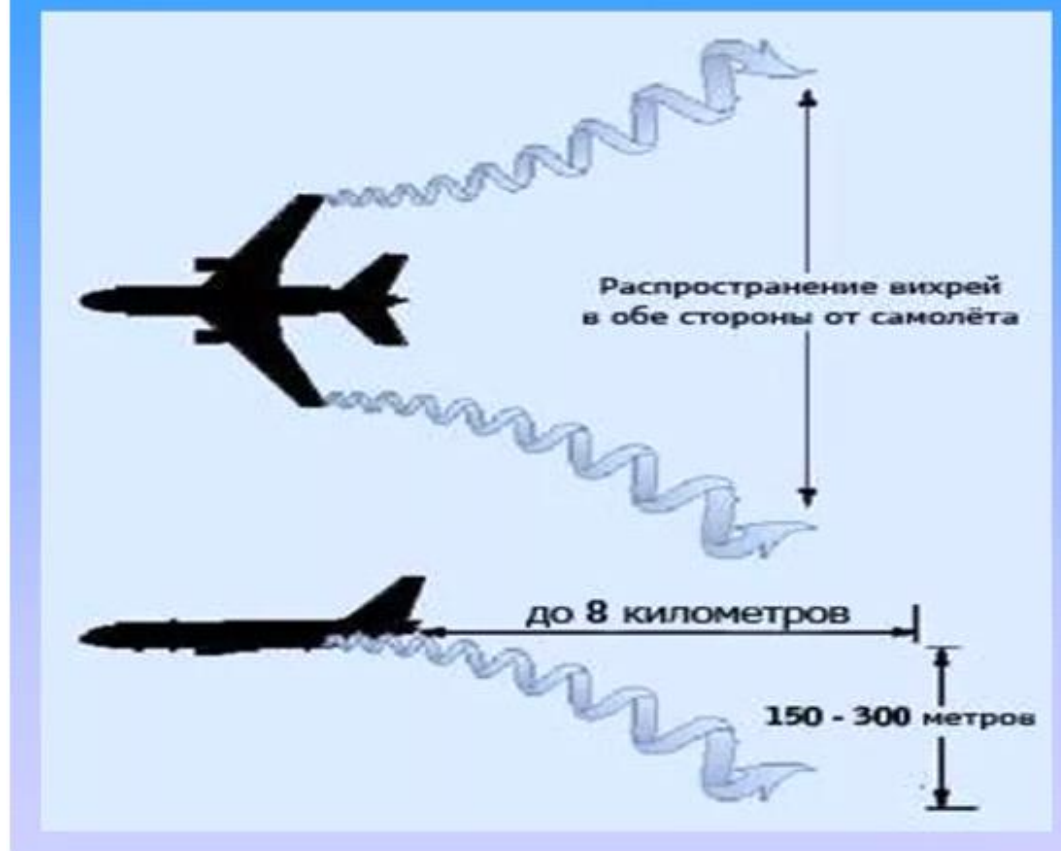


Фото.3. МиГ-29 на взлёте с полным отклонением вниз передней и задней механизации крыла.

На фото (см.фото.3) хорошо видна форма «остроклювого» предкрылка в сечении: плоская нижняя грань и радиусная верхняя грань. Сама передняя кромка отнюдь не острая, а имеет весьма конкретный малый радиус, тем самым улучшая аэродинамику дозвукового полёта. Управление наклоном предкрылка к набегающему потоку позволяет оптимизировать режим образования отрывного пузыря на низких скоростях, создав условия для его безотрывного схлопывания. Так же, учитывая фигуры высшего пилотажа с возможностью длительного полёта вверх ногами, отклоняемый вверх предкрылок позволяет сделать обратный прогиб плоского тонкого крыла для вполне эффективного полёта в перевёрнутом положении, хотя и с худшей аэродинамикой, чем в нормальном положении. На более поздних самолётах Су-35 и Су-57 передняя кромка острее и более симметрично клиновидная, так как рассчитана на более длительный сверхзвуковой полёт. Вихреобразование и вихревое сопротивление крыла

В сети можно найти массу объяснительного материала по любому вопросу, в том числе и к Вихреобразованию на крыле самолёта, например такой:

Турбулентность спутного следа



В тоже время в том же интернете легко найти Фотографии вихревых следов от самолётов в облачных слоях, которые демонстрируют гораздо больший масштаб явления, чем это нам пытаются показать в теории.



Фото.4. Вихревой след в слое тумана за летящим на высоте самолётом. Кольца видимого туманного вихря отстоят от самолёта на сотни метров, а визуальная близость – это оптическая иллюзия, созданная длиннофокусным телеобъективом при съёмке самолёта с дистанции в несколько километров.



Фото.5. Вихревой след в слое тумана за летящим на высоте самолётом. Виден вертикальный поток воздуха и заходящие с боков волны воздуха, закручиваемые в спираль при соприкосновении с вертикальным нисходящим потоком.



Фото.6. Вихревой след в слое тумана над ВПП за приземляющимся

самолётом.

Эти огромные спутные вихри за самолётами формируются вовсе не за счёт концевых вихрей на крыле. Концевые вихри существуют, конечно, но их роль не так велика и с ним активно и успешно борются конструкторы самолётов.

Крупномасштабные вихри с фотографий формируются уже далеко за самолётом, когда волна воздуха, отброшенная самолётом вниз, замещается с двух боковых сторон перетоком воздуха из-под нисходящего слоя в разреженное пространство сверху (см.фото.4-5). Это объяснение образования спутного вихря перекликается с уже рассмотренным вопросом «зоны влияния крыла на окружающее пространство». При этом роль земной поверхности заключается в Границе распространения вниз отброшенного крылом вниз потока воздуха. То есть полёт самолёта и создание «подъёмной силы крыла» возможен и при отсутствии твёрдых подстилающих поверхностей, но при этом отброшенный вниз поток воздуха будет бесконечно долго двигаться вниз, по мере удаления теряя скорость и кинетическую энергию, но сохраняя неизменным вертикальный импульс. Кинетическая энергия первоначальной отброшенной массы воздуха будет теряться на вовлечение в движение боковых потоков воздуха, симметричная разнонаправленность которых не будет изменять исходный суммарный импульс, созданный крылом самолёта. Наглядной иллюстрацией роли Земли-Ограничителя является Фото.6. Там прямолинейный ток тумана над садящимся аэробусом (см.фото.6) опускается до земли по прямой и только потом далеко за самолётом начинается сдвиг в стороны вдоль земли-ограничителя, а слои тумана с боков и сверху уже надвигаются в середину спутного слоя, закручиваясь в двойную самокомпенсирующуюся спираль о нисходящий поток.

«Экрани́ый Э́ффект» при полёте крыла вблизи Земли

В свете изложенной роли Земли при формировании «Подъёмной силы крыла» имеет смысл дополнительно рассмотреть «Экрани́ый Э́ффект», который без наличия твёрдой земной поверхности не может возникнуть. Таким образом, физика Полёта крыла в Бескрайнем воздушном пространстве и на «Экрани́ом Э́ффекте» вблизи Земли имеет весьма различную природу.

Объяснения эффекта «Экраноплана» исходя из сжимаемости газа при малых числах Маха

Влияние близко расположенной поверхности земли на подъёмную силу крыла называют «экраным эффектом». При этом эффекте резко повышается подъёмная сила крыла при полёте вблизи твёрдой поверхности (земля, вода) на высоте сопоставимой с величиной хорды крыла. Основываясь на этом эффекте даже появился целый класс низко летающих аппаратов-«Экранопланов».

В чём же суть явления? Разобраться с этим вопросом можно только предположив, что воздух является сжимаемым газом. Тогда при полёте крыла над поверхностью земли образуется воздушный зазор ограниченного размера между двумя твёрдыми поверхностями. При полёте крыла с небольшим положительным углом атаки встречный поток воздуха под крылом испытывает постепенное сжатие от передней кромки крыла к задней кромке (см.рис.8). Максимальное давление сжатия об экран потока под крылом зависит только от скоростного напора относительно летящего крыла, и это давление в сжатом слое не может превысить давление скоростного напора воздуха:

$$P_0 = V_0^2 * Q / 2,$$

где P_0 - скоростной напор воздуха при скорости крыла V_0 , V_0 -скорость полёта крыла, Q -плотность воздуха.

Зная максимальное приращение давления под крылом, рассчитаем геометрические параметры в зазоре «воздушной подушки». Так при скорости 40 м/с (144км/ч) скоростной напор $P_0 = 1$ кПа или 1% от 1атм. (100кПа).

То есть на скорости 40 м/с максимальное давление под крылом достигается при сжатии на 1% по высоте X зазора от передней кромки крыла к задней. На глаз такое поджатие практически необнаружимо, а слой под крылом визуально кажется плоским (см.рис.8.а).

При этом угол атаки составит $A = (P_0 / P_{атм}) * X / B$ радиан (при малых углах $\sin A = A$),

где B - хорда крыла, X - величина воздушного зазора до земли под крылом на уровне задней кромки крыла, P_0 - скоростной напор воздуха при скорости

крыла V_0 , $P_{атм}$ - атмосферное давление (на уровне моря $P_{атм}= 100\text{кПа}$). Получается, что максимально эффективный угол атаки для получения экранного эффекта зависит от высоты полёта крыла над поверхностью, конструктивной ширины крыла и заданной скорости полёта, а угол атаки оказывается лишь производной этих величин.

Вывод: Можно почти бесконечно наращивать ширину крыла, сводя угол атаки почти к нулю, тем самым достигая минимального сопротивления S_x при практически обнуленной индуктивной составляющей сопротивления. «Экранный эффект» на низких скоростях полёта обеспечивает очень высокое качество крыла, так как создаёт максимальную удельную подъёмную силу на крыле, равную скоростному напору P_0 при крайне малых углах атаки на практически плоском и очень тонком крыле. Качество крыла на малых числах Маха при полёте на экране может достигать величины $K=25-30$. Вклад разрежения над верхней выпуклой поверхностью крыла при таком полёте на «экране» с плоским крылом достаточно мал в сравнении с давлением под крылом.

При повышении скорости полёта скоростной напор растёт квадратично, а для получение максимального экранного эффекта приходится задирать угол атаки пропорционально росту скоростного напора P_0 . То есть наращивание скорости V_0 с целью увеличения P_0 влечёт Квадратичное к росту скорости увеличение Угла атаки, что в свою очередь резко снижает качество крыла. И начиная с некоторой скорости $V_0\text{-мах}$ величина экранного эффект с большим углом атаки сравнивается с подъёмной силой обычного авиалайнера в посадочном режиме с выдвинутой механизацией крыла.

Для любого крыла с хордой B для увеличения высоты полёта X необходимо задирать угол атаки, после чего Экраноплан поднимется на некоторую новую высоту X_2 , где опять установится баланс степени поджатия струи за счёт нового угла атаки на новой высоте. При этом с увеличением высоты полёт экраноплана начинает линейно возрастать сопротивление полёту и соответственная ему потребная сила тяги тоже возрастает без изменения скорости полёта. То есть топливная экономичность полёта экраноплана может разительно изменяться от подъёма по высоте всего на несколько метров.

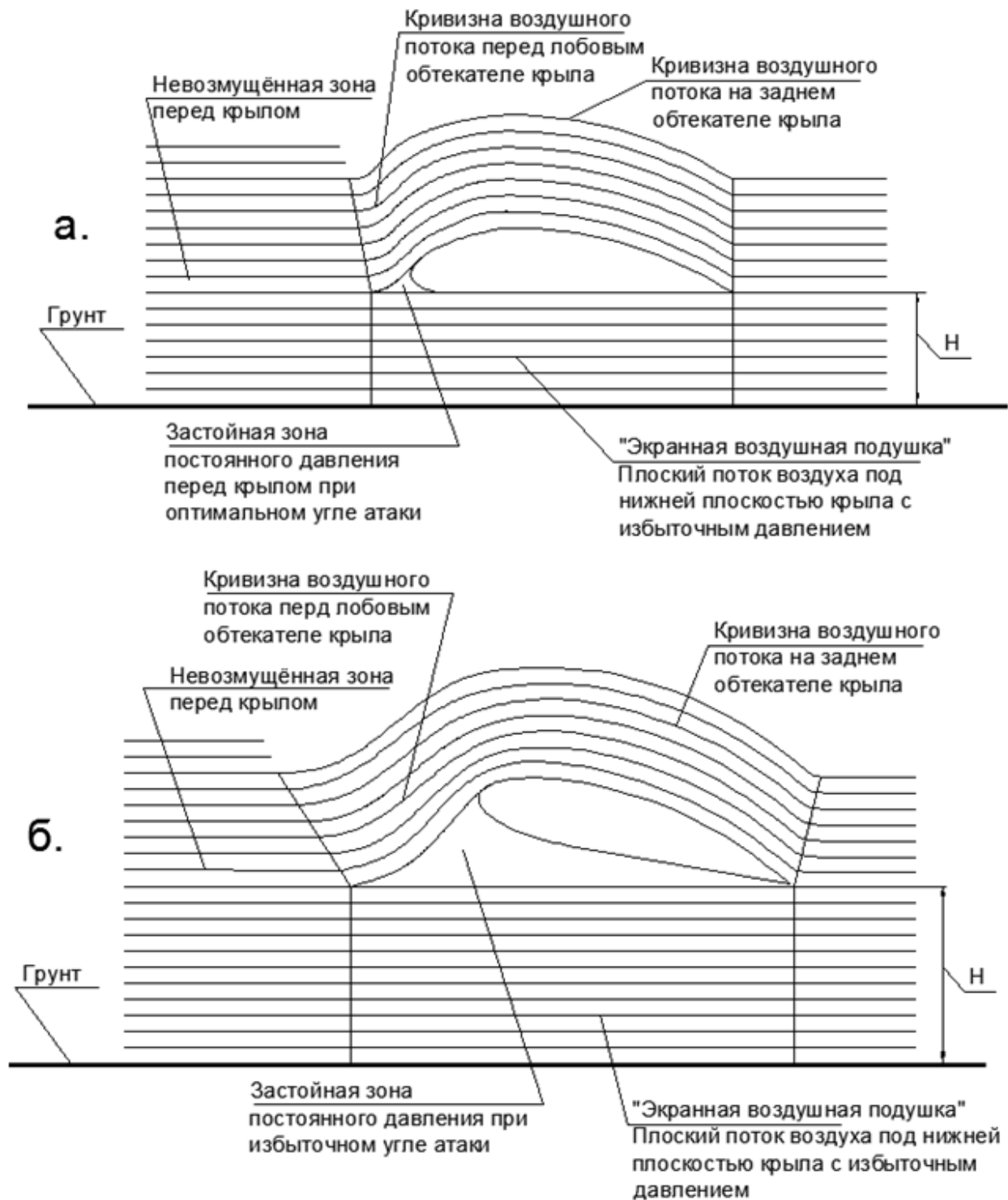


Рис.8. Конфигурация воздушных потоков на «Экранном эффекте»: а.) Оптимальный угол атаки без застойной зоны под крылом, б.) Избыточный угол атаки, формирующий большой пузырь застойного воздуха повышенного

давления между крылом и поджатым слоем воздуха «Экранной воздушной подушки».

Вывод: Дополнительное задираание угла атаки крыла без увеличения скорости полёта на экране не даёт приращения подъёмной силы, а лишь увеличивает сопротивление полёту C_x (см.рис.8.б)

Считая угол хорды крыла авиалайнера в посадочном режиме около 15 градусов можем оценить величину сжатия струи под крылом до давления P_o и соответствующей ему скорости V_o , считая при этом величину хорды B равной высоте полёта крыла X .

15 градусов соответствует $\sin 15^\circ = 0,262$

При угле атаки 15 градусов должен быть скоростной напор $P_o = 0,26 \text{ атм} = 26 \text{ кПа}$, но такие давления реализуются на очень высоких скоростях (740 км/ч) и намного превосходят необходимые для полёта расчётные нагрузки на крыло. То есть такой большой Посадочный угол атаки для создания экранного эффекта над ВПП является избыточным на посадочных скоростях 250-300 км/ч.

Качество крыла при угле атаки 15 градусов упадёт до величины всего $K=3,7$. Посадочная скорость авиалайнера всего около 250 км/ч (70 м/с), при этом скоростной напор составит $P_o = 3 \text{ кПа}$ или всего 3% от $P_{\text{атм}}$, тогда как нормальна расчётная нагрузка на крыле в полёте составляет 5 кПа (500 кг/м.кв=5% от $P_{\text{атм}}$). То есть при посадке экранный эффект у авиалайнера начинает заметно ощущаться пилотом на высоте соизмеримой с шириной крыла B , сопоставимой с высотой стоек шасси. Выравнивание самолёта и снижение угла атаки для скорости 250 км/ч позволяет самолёту пробить «экранную воздушную подушку», так как её несущая способность оказывается ниже, чем потребное давление под крылом для полёта. За счёт «Экранного эффекта» возникает «Несажаемость» у самолёта в горизонтальном полёте без выпуска механизации крыла при угле атаки 5% (или 3 град.) при скоростном напоре $P_o = 5 \text{ кПа}$, что соответствует $V_o = 324 \text{ км/ч}$ или 90 м/с.

Угол атаки 5% (или 3 град.) создаёт качество крыла экраноплана равное $K=20$. Высокий $K=30$ соответствует углу атаки в 3% (2 град), при этом подпор под крылом составит всего $3\% \cdot P_{атм} = 3 \text{ кПа}$ (300кг/м.кв), что соответствует скоростному напору при $V_0=70 \text{ м/с}$ (250 км/ч).

Таким образом, экономически эффективные режимы полёта в режиме «экраноплана» в сравнении с обычным высотным «самолётом» лежат в зоне малых скоростей. При падении качества крыла экраноплана ниже $K=20$ выгоднее использовать для транспортировки обычный высотный самолёты. То есть экономически выгодные области эксплуатации Экранопланов соответствуют скоростям ниже 300км/ч.

Маневрирование Экраноплана

Отдельного рассмотрения заслуживает вопрос маневрирования Экраноплана в полёте. Так как подъёмная сила крыла на «экране» формируется иначе, чем при высотном полёте, то и маневрировать «по-самолётному» экраноплан не может.

Экраноплан не может закладывать виражи с креном на крыло, так как он немедленно получит потерю подъёмной силы на задранном крыле и касание воды опущенным крылом. Для экраноплана поворот возможен только «блинчиком», то есть совершенно без крена, а только за счёт создания боковых сил от вертикального оперения.

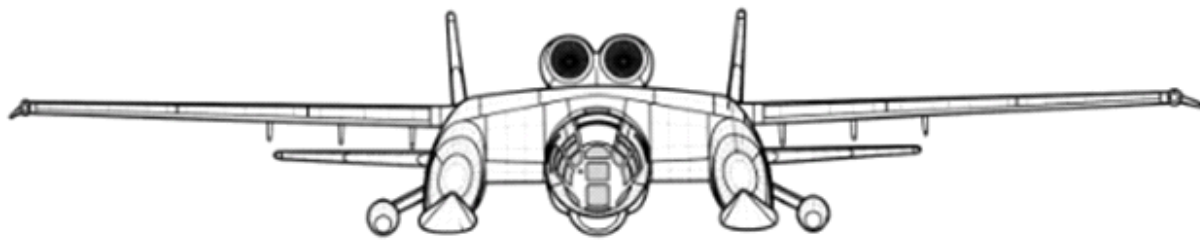
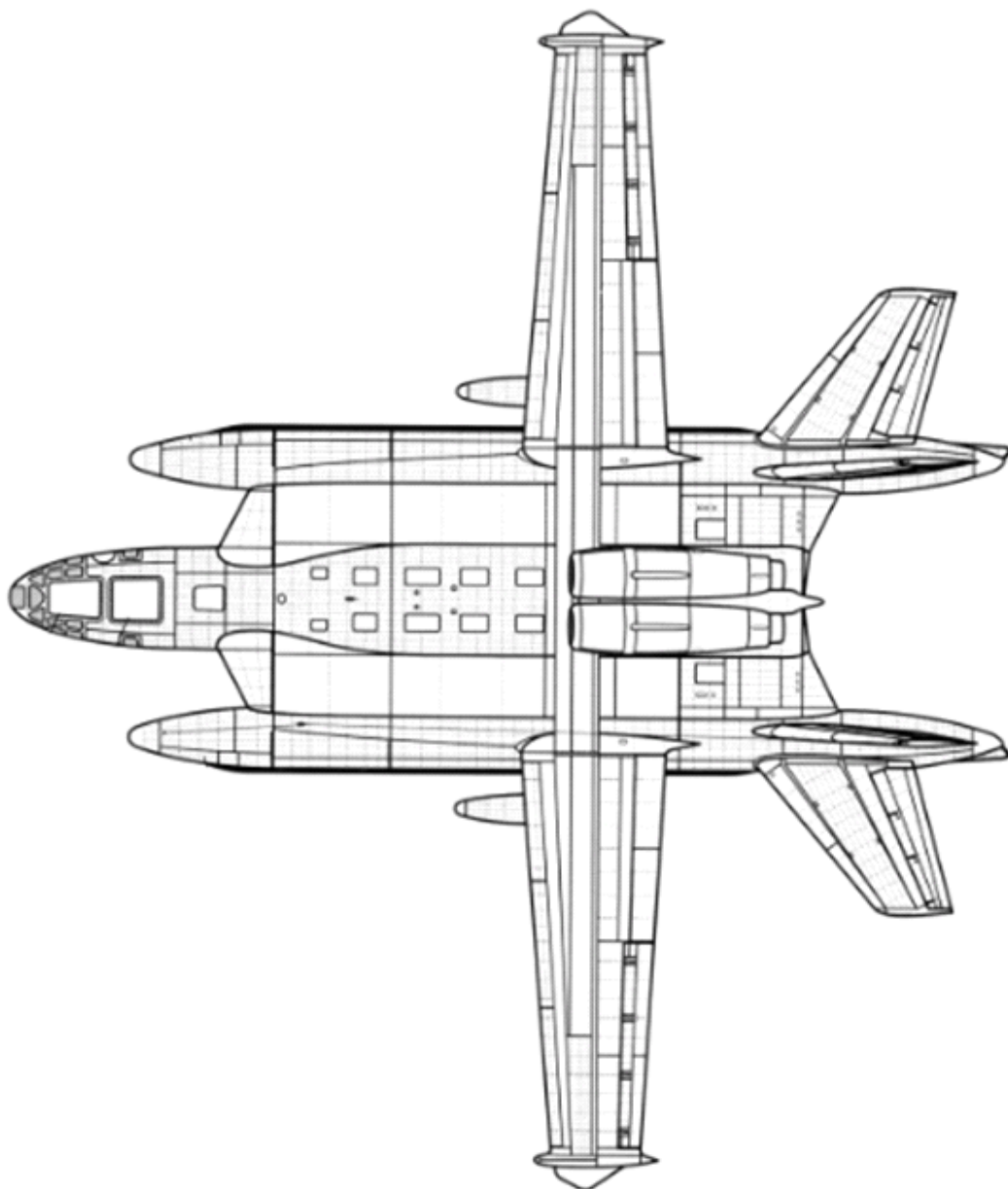
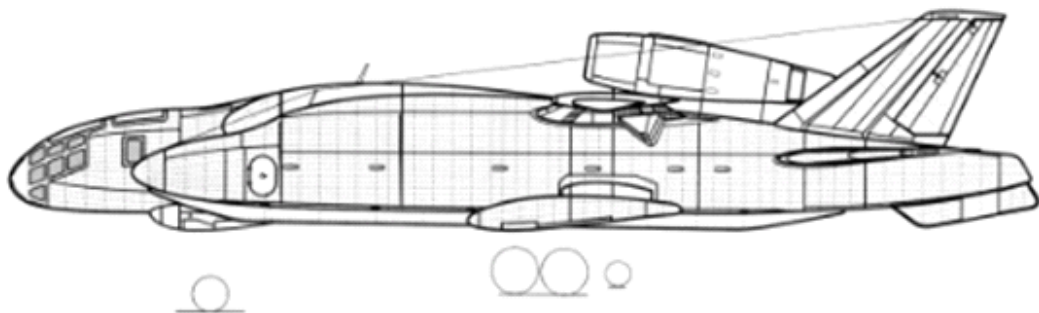
Само вертикальное оперение Экраноплана тоже должно отличаться от самолётного оперения. Вертикальное оперение Экраноплана должно состоять как минимум из двух килей, способных работать как синхронно, так и вразнобой, что зависит от типа выполняемого манёвра. Вертикальное оперение при этом не только осуществляет разворот Экраноплана вокруг его вертикальной оси, но и создаёт горизонтальную силу поперёк направления скорости полёта.

Горизонтальное оперение на заднем киле выполняет регулирование по углу атаки.

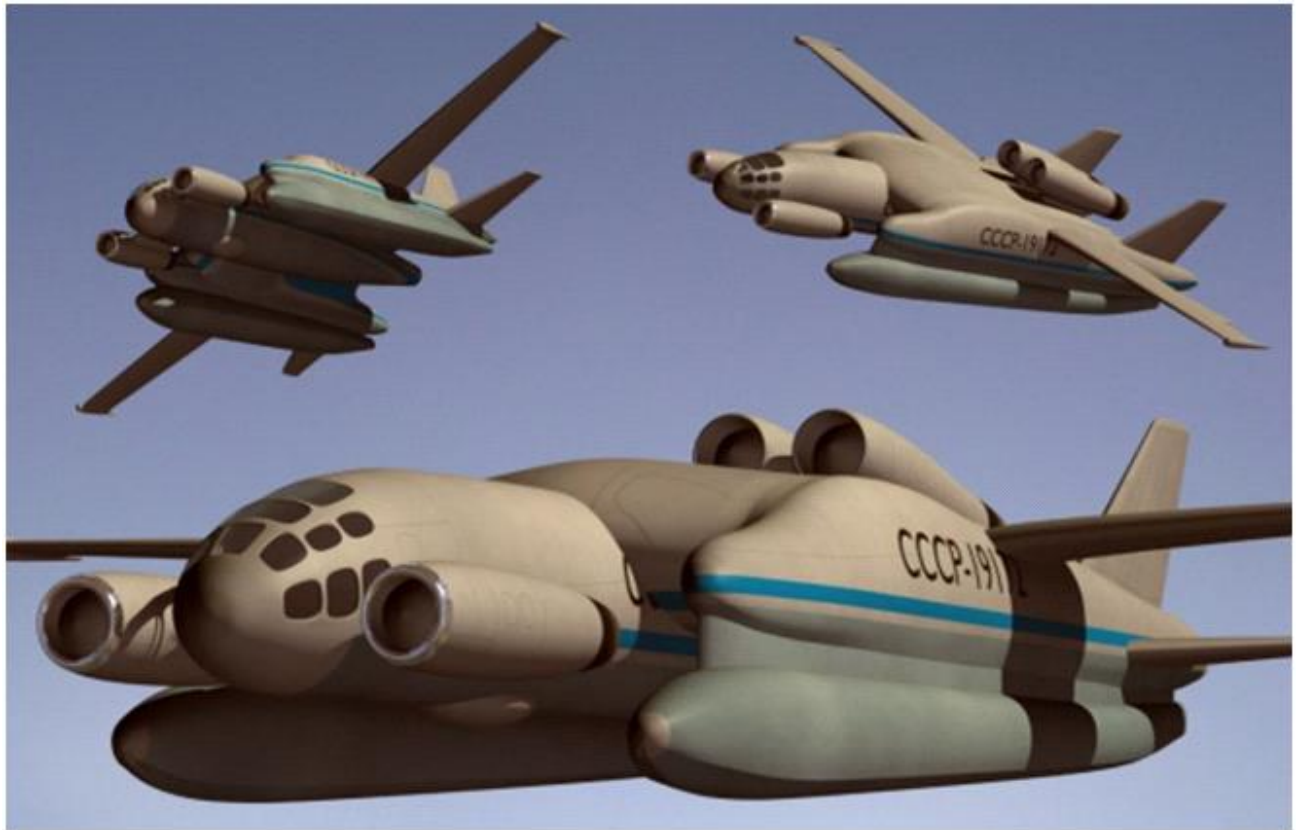
Широкое и короткое крыло необходимо оснащать развитыми концевыми шайбами-скегами, удерживающими спрессованный под крылом поток от растекания в стороны. Дополнительно эти шайбы-скеги выполняют роль посадочных понтонов для приводнения.

Также нужно дополнительное горизонтальное оперение на концах основного крыла для компенсации опрокидывающего момента от действия вертикального оперения.

Практически по такой Схеме был построен экраноплан Бартини ВВА-14 (см.рис.9) и многочисленные версии перспективных макетов экранопланов-самолётов, где роль переднего вертикального оперения выполняют скеги-концевые шайбы (см.рис.10).



a.



б.



B.

Рис.9 Экраноплан Бартини ВВА-14. а.Чертёж. б. Модель в 3-Д. в. Фото действующего образца на воде.



Рис.10. Макет перспективного большого экраноплана.

Типы манёвров экраноплана за счёт вертикального оперения: Два одинаковых разнесённых киля обеспечивают режим «Сдвиг вбок» при синхронном повороте в одну сторону. При этом Экраноплан как бы сдвигается из одной полосы движения в другую без вращения корпуса. При этом горизонтальное оперение работает разнонаправлено, компенсируя кренящий момент от вертикального оперения. Если кили повернуть в разные стороны на одинаковый угол, то возникнет поворачивающий момент, вращающий корпус Экраноплана вокруг вертикальной оси. При этом горизонтальное оперение не работает, так как

момента от вертикального оперения не возникает. Если кили повернуть в разные стороны на разные согласованные углы, то возникнет поворот по круговой траектории (циркуляция), где вектор скорости совпадает с направлением продольной оси фюзеляжа Экраноплана, а сам экраноплан летит по заданной круговой траектории с равными угловыми скоростями полёта и вращения самого экраноплана вокруг вертикальной оси.

При этом горизонтальное оперение работает разнонаправлено, компенсируя кренящий момент от вертикального оперения. Все эти режимы практически мало реализуемы в ручном режиме, так как малая высота полёта просто не оставляет времени на реакцию в темпе человеческого восприятия. Для управления Экранопланом нужна автоматизация управлением, подобная автоматической стабилизации сверхнеустойчивых истребителей 4-5 поколения.

Заключение

Все выше сказанные предположения строятся на открыто опубликованных экспериментальных данных (полученные на АДТ эпюры давления на крыле и другие данные).

В экспериментальную Аэродинамику за последний век вбуханы огромные деньги на строительство АДТ различных типов и размеров, так же получен огромный объём фактического материала в экспериментах с макетами различных летательных аппаратов и отдельных элементов крыла. Вызывает удивление тот факт, что в процессе обучения студентов опираются не на материалы реальных Экспериментов, а на сомнительные теории 100 летней давности. И это при том, что сами экспериментальные данные явно противоречат, этим замшелым Теориям. Даже в таком обобщённом вводном курсе, как «Введение в Аэродинамику» для ФАЛТ Физтеха, качественные объяснительные модели базового понятия «Подъёмной Силы Крыла» не даются, а вытеснены заумным наукообразным жонглированием математическими формулами (которые к тому же не позволяют ничего рассчитать).

В науке наметился тренд к расколу между теорией и практическим инженерным приложением в разработках конкретных изделий. Явные противоречия в Теоретических моделях не афишируются, а наоборот

всячески замалчиваются, дабы не поколебать авторитет замшелых и уже покойных старцев из академии наук и не прервать победного шествия их искренних заблуждений по страницам вполне современных учебников и монографий.

Библиография:

«Гидравлика и аэродинамика», Альтшуль А.Д., Москва, Стройиздат, 1986.- 413с.

«Аэродинамика» часть 1, Краснов Н.Ф., Москва, Ленанд, 2018,-496с.

«Аэродинамика», Под ред. Калугина В.Т., Москва, МГТУ им.Н.Э.Баумана,2017,-607с.

Комментарии [286](#)



[sl4mmer](#) 4 февраля 2019 в 16:43+1

Уже была на хабре статья, с объяснением эффекта и с лучшим изложением.



[sl4mmer](#) 4 февраля 2019 в 16:43+4

нашел

habr.com/ru/post/369603



[vconst](#) 4 февраля 2019 в 16:52+2

Да, та статья была читабельнее.

Вдогонку. Разве не должно быть вот так (выделил красным):



iMonin 4 февраля 2019 в 19:34 0

Ваше исправление ничуть не менее верно чем исходная картинка. Вы ТОЖЕ правы...))



yconst 4 февраля 2019 в 19:44 +2

Все сложно...



yarryozzo 4 февраля 2019 в 19:53 0

Потому что после пролёта крыла воздух не приобретает нисходящего направления движения, с чего бы ему вдруг устремляться к земле?

iMonin 4 февраля 2019 в 19:36 0

Да, с прочтения этой статьи всё иначалось в прошлом году. Потом рядом были разномастные виеобъяснения среди которых затесались ссылки на 27 лекций по Аэродинамики в Физтехе.

Bedal 4 февраля 2019 в 17:20

Что, действительно в МФТИ так учат? Извините — не верю. Все возможные взаимодействия в обсуждаемых параметрах среды основываются на законах Ньютона и, соответственно, подъёмная сила обеспечивается скоростью и массой отбрасываемого вниз воздуха. Всё

остальное — закон Бернулли, циркуляция по Жуковскому и т.п. и т.д. — всего лишь высокоуровневые модели, облегчающие расчёт. Можно и даже легко обходиться вообще без них — получается CFD. Отсутствие упоминаний о последней весьма плохо характеризует статью. Соответственно, базовое утверждение статьи про ошибочность применения в описаниях закона Бернулли — ничтожно, как говорят юристы. Собственно этим и вызвана моя оценка в первой строке. Непониманием сути грешат и составные части статьи. Примеры: Формирование подъёмной силы экраноплана необходимо рассматривать через базовое соотношение скорости звука, скорости полёта и величины хорды. Без этого вместо проблем экраноплана получилось рассмотрение динамической воздушной подушки, а это совсем другая история. Именно учёт скорости звука показывает главную особенность полёта на экране — перемещения аэродинамического фокуса. И именно это перемещение определяет принципы управления экранопланом, а не смешные (в данном случае) два киля. Смысл наплыва в схеме МиГ-29/Су-27 не в работе собственно крыла, а в аэродинамической работе верхней поверхности фюзеляжа, что отражено для понимающих в слове «штаны» в названии этой схемы. И как раз в этом случае два киля в схеме практически обязательный элемент, весьма жёстко увязанный с местом и формой наплывов. Есть и второй смысл у наплывов — парирование смещения аэродинамического фокуса на сверхзвуке и на больших углах атаки. Но тут уже работает практически только большая его стреловидность, что тоже не отражено в статье никак. Разочарован.

iMonin4 февраля 2019 в 19:33

Да, именно так по Бернулли и учат в МФТИ. Я просмотрел 27 лекций на Ютубе после чего и стал писать эту статью. Для чего и что на конкретном самолёте — это чуток не укладывается в рамки коротеенькой статьи.

А вот физического смысла подъёмной силы крыла не объясняется нигде.

Bedal4 февраля 2019 в 20:53

Дело не в том, «по чему» там учат (я практически уверен, что всё там правильно), а в том, что Вы **не поняли** сути — потому и применения формул кажутся Вам странными.

Позволю себе слегка скорректировать известное изречение: «Аэродинамика — это не формулы, так же как музыка — это не ноты». То, что Ваше МФТИшное образование требуется подкреплять «лекциями с ютьюба», только укрепляет меня в этом мнении. И не надо пытаться меня переубеждать: то, как и на каких примерах Вы пытались описывать экранопланы — исключает варианты. Мой Вам совет — спустите эту тему на тормозах, не спорьте и не оправдывайтесь, пусть тихо сойдёт в архив. А обсудить и поспорить — лучше в личке, я отзовусь и, надеюсь, там всё разъяснится нормальным образом.

iMonin4 февраля 2019 в 20:58

Хотите в личку, отвечайте в личку. Лично я КТН по гусенично-колёсным машинам повышенной проходимости. То есть моя специальность- это Ползать на вездеходах по непроходимым снегам и болотам. Просмотр на ютубе Физтеховских лекций — это было всего лишь средством борьбы со скукой на длинных выходных в приложение к давнему желани разобраться с подъёмной силой крыла.

AlessandroS4 февраля 2019 в 22:24

Рождённый ползать — летать не может! Простите.

Bedalвчера в 15:20

Не соглашусь. Тут просматривается такой образ мыслей, что и умение ползать — под большим сомнением. Классический британский учёный.

MoonChild123сегодня в 02:22

А это уже явное оскорбление. За такое в приличном обществе канделябром по лицу бьют.

Bedalсегодня в 07:06

Бить должно бы — за ту мракобесие, которое автор пропихивает. Опровергать можно, что угодно, но то, что ты подаёшь взамен критикуемого, должно быть внутренне не противоречиво и соответствовать реальности. Обсуждаемый пост не выдерживает никакой проверки на логику и демонстрирует только непонимание автором темы, в которой он пытается вещать. Что и является признаком настоящего британского учёного.

Cerberuserсегодня в 07:23

Это явное оскорбление британских учёных как сочетания нации и рода деятельности (потому что невозможно по контексту отличить их от «британских учёных» как мема).

Bedalсегодня в 07:49

Это явное оскорбление британских учёных

:-) При случае принесу им личное и глубокое извинение. Вот, к примеру, всего через пару рукопожатий передам это Новосёлову, который, как ни крути, сейчас в Британии, и — учёный. потому что невозможно по контексту отличить. Ну, уж и невозможно... Вы ведь, на самом деле, всё правильно поняли? Зачем же об остальных плохо думать?

MoonChild123сегодня в 08:26

Передайте привет своему товарищу великому учёному Кругликову. Надеюсь вы скоро с ним увидите.

Cerberuserсегодня в 08:37

К сожалению, люди старательно вырабатывают привычку думать о них именно так, особенно учитывая, что про «оскорбление» первым заговорил в этой ветке не я (и если что, я сам действительно понял правильно).

MoonChild123сегодня в 02:29

Некрасиво себя ведёте. Два человека спорят, а вы не аргументируя мелко подтягиваете по-шакальи. Плюсики собираете? Ну так познакомьтесь с человеком, который не боится минусов и говорит правду в лицо.

Bedalсегодня в 07:16

Нет здесь никакого спора!

MoonChild123сегодня в 02:16

А мне вот кажется что вы типичный преподаватель, представитель системы образования, задача которой «причесать» неуёмные ищущие головы и из всех сделать одинаковых людей, одинаково отвечающих на одинаковые вопросы. Простой физический опыт-поставьте на стол пластиковую бутылку и киньте в неё теннисным мячиком. Бутылка упадёт. Разве закон Бернулли её уронил? Нет, очевидно же что закон сохранения импульса. Импульс мяча(масса*скорость) оказался больше импульса бутылки, и она упала. Помоему то же самое происходит при полёте самолёта. Набегающая воздушная масса передаёт свой импульс жёсткому крылу и оно смещается в пространстве. Чем больше масса(проекция площади крыла, перпендикулярная потоку) и скорость тем больше импульс. Ну это же очевидно. Закон Бернулли тут притянут за уши. То же самое вам расскажет любой человек, умеющий управлять парусным судном. Думаю что это не ваш оппонент чего-то не понимает, это вы не понимаете что не понимаете. В итоге такие как вы «заваливают» на экзаменах нестандартно мыслящих людей, которые мыслят не так как вы. Как примеры читайте историю жизни математика Галуа(группы) и конструктора Щукина(летающий аппарат, самолётом назвать его трудно, ЭКИП).

Оба они опередили своё время, не вписались в исторический момент и не смогли преодолеть консервативное и косное мышление подавляющей массы людей, к которой несомненно и вас можно отнести.

Bedalсегодня в 07:24

Вы, извините, в теме разбираетесь? Вне зависимости от того, с кем Вы согласны — разбираетесь, можете судить об истинности любого из утверждений?

Чем внимать «скандалам, интригам, расследованиям», путая Галуа с Щукиным и считая ЭКИП пригодным хоть для чего-то, кроме распила (в любом смысле) — попробуйте понять, что такое модель.

Реальность, включая аэродинамическую, можно представить совершенно разными моделями. Физика может быть построена с применением понятия «сила», а может и вовсе без него. Подъёмная сила крыла может описываться как по импульсу отбрасываемого вниз воздуха, так и по центробежной силе, действующей на воздух, движущийся по кривой, так и по формулам Бернулли и ещё сотнями способов. Вопрос в том, что даёт возможность просчитывать картину быстрее и точнее. Так вот, до появления CFD именно гений Бернулли давал нам наилучший инструмент. И ещё очень долго этот инструмент будет работать. В словосочетании «нестандартно мыслящий» вы необоснованно выпячиваете слово «нестандартно», тогда как во главе должно стоять «мыслящий».

MoonChild123сегодня в 08:15

Ну зачем же так нагло лгать? Я не путаю Щукина и Галуа. Дальнейшую полемику с лгуном, демагогом и просто подлецом считаю бессмысленной.

dasFlug4 февраля 2019 в 23:41

>Да, именно так по Бернулли и учат в МФТИ.

Это звучит очень странно для лекций по аэродинамике для будущих физиков. Даже авиационным элетронщикам, в чисто эксплуатационном вузе, на курсе введения в специальность давали не Бернулли, а сильно упрощенное но корректное объяснение об искривление направления движения потока как источнике подъемной силы.

>Я отсмотрел 27 лекций на Ютубе после чего и стал писать эту статью. Вы не могли бы подсказать в какой именно лекции дается объяснение по Бернулли? Пересматривать все 50 часов нет никакой возможности.

iMoninвчера в 00:11

Там в самом начале рассказывают про зависимость Давления от скорости в уравнении бернулли для элементарной труки тока жидкости, а потом лёгким движением переходят к безразмерным коэффициентам, которые при необходимости можно помножить на скоростной напор для получения

конкретных значений давлени...

С этого момента я и напрягся. так как этот безразмерный коэффициент резко начал принимать значения больше единицы, хотя такого по Бернули физически невозможно...

Неверующие могут сами убедиться, так как все диаграммы давления в безразмерных величинах для разных профилей крыла строят именно так. а отрицательные значения там лихо выпрыгивают к значениям больше единицы...

То есть ускорение на величину большую, чем это обеспечивает скоростной напор набегающего воздуха... НО КАК ЭТО ВОЗМОЖНО???

yandex.ru/images/search?pos=23&img_url=http%3A%2F%2Fstroim-samolet.ru%2F097%2F001.gif&text=диаграмма%20давления%20на%20крыле&lr=213&rpt=simage

encyclopedistвчера в 00:26

А в чём противоречие? Да, разрежение может быть больше единицы. Такое отлично возможно по формуле Бернулли.

$$p_0 + \frac{\rho U_0^2}{2} = p_1 + \frac{\rho U_1^2}{2}$$

$$C_p = \frac{p_1 - p_0}{\rho U_0^2 / 2}$$

МИНИМАЛЬНОЕ ВОЗМОЖНОЕ ЗНАЧЕНИЕ

$$C_{p_{min}} = \frac{-p_0}{\rho U_0^2 / 2}$$

iMoninвчера в 19:19

Это жонглирование формулами больше всего и радует, особенно если его отрывают от конкретного объекта, а именно крыла самолёта, летящего сквозь массы воздуха.

Ни кого не интересует каким образом создаётся непропорциональное

ускорение воздуха при ударе об крыло? Почему повышение давления при торможении воздуха об крыло строго ограничено скоростным напором ($C_p = +1$ и никогда больше), а вот скорость над крылом и за крылом оказывается может быть чуть ли не любым, как будто воздух разгоняется по идельному соплу в космический вакуум? Мысль, что формула Бернулли годится только для реальной твёрдой трубы с газом или жидкостью, никому в голову не приходила? Боковые реакции на изгибах виртуальной трубки тока чем создавать будете?

dasFlugвчера в 06:37

Я немного послушал. В первой же лекции на 44й минуте лектор говорит ключевую фразу: «Если быть точным то конечно изменения давления порождают изменения скоростного напора». Из этого никак не может следовать объяснение возникновения подъемной силы «по Бернулли». Так что за МФТИ я спокоен. А то что для вычислений пользуются математикой которая не отражает физическую сущность явлений это уже совсем другой вопрос.

San_titвчера в 11:49

"А то что для вычислений пользуются математикой которая не отражает физическую сущность явлений это уже совсем другой вопрос." А что в этом не так? Автоматчики уже вот столетие пользуются абстракциями, которые физическую сущность не отражают от слова никак, и вообще, хорошим тоном считаются безразмерные выражения (они хорошо масштабируются) :-) и ничего, машины ездят, самолёты летают, заводы работают :-)

dasFlugвчера в 17:51

С моей точки зрения такое совершенно нормально. Это автор видит какуюто крамолу в использовании таких формул в повседневной практике.



Bronxвчера в 04:40

В объяснении через уравнение Бернулли нет ничего крамольного или неправильного — поток сверху действительно имеет большую скорость, и давление действительно падает, и это действительно одна из многих рабочих

мат.

моделей.

Главная популярная ошибка — это предположение о *равном времени* движения частиц под и над крылом, из которой якобы следует разность скоростей. Ну видели все: рисуют картинки, где соседние частицы воздуха расходятся у носка и вновь сходятся у задней кромки. Эта картина ошибочна и не соответствует эксперименту — на деле верхние частицы достигают задней кромки быстрее, чем нижние, так что именно равномерная гипотеза (а вовсе не уравнение Бернулли) даёт заниженные значения подъёмной силы. Но вы почему-то об этом не упомянули.

Andy Uвчера в 19:08

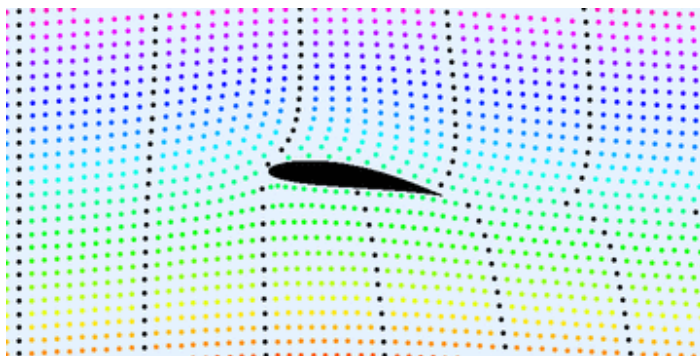
Ну почему, я давал ссылку на эту картинку:
P.S. Пардон, на работе не открывается, так что без гарантии.

Andy Uвчера в 20:42

Вот

так

видно.



Igor Oсегодня в 05:52

Красиво, но, к сожалению, некоторая подтасовка в расчете на демонстрацию на 5-7 секунд на лекции. Если внимательно присмотреться к картинке, то скорость изображенного «потока» явным образом зависит от координаты по высоте. Чем выше на картинке, тем выше скорость. Даже на самом левом краю. Совершенно не понятно, почему выпуклое же крыло своей нижней стороной поток замедляет, а верхней стороной — ускоряет. А самое гласное, что именно, кроме воли художника, заставляет зеленые, желтые и оранжевые точки прямо от края экрана подниматься вверх? Хорошо видимый на

приведенной в статье фотографии факт, что за самолетом наличествует довольно мощный нисходящий поток, а перед собой крыло восходящий поток, почему-то, в реальной жизни не генерирует. Если бы генерировало как на вашей анимации, то получилось бы, что планер может вечно летать при полном отсутствии восходящих потоков, что не согласуется с экспериментом... Ну, собственно, показана иллюстрация работы вечного двигателя!



Bronxсегодня в 06:16

скорость изображенного «потока» явным образом зависит от координаты по высоте. Ну так она и в жизни зависит от координаты по высоте, в чём проблема? Совершенно не понятно, почему выпуклое же крыло своей нижней стороной поток замедляет, а верхней стороной — ускоряет. Сверху поток над крылом сужается, снизу — расширяется. Скорость выше там, где уже. Что именно, кроме воли художника, заставляет зеленые, желтые и оранжевые точки прямо от края экрана подниматься вверх? Так как сверху крыла давление понижено, то воздух перед крылом начинает устремляться вверх. Одна из распространенных ошибок — считать, что крыло воздействует только на тот воздух, который оно проходит или прошло. На деле возмущения от крыла распространяются во все стороны со скоростью звука, в том числе и вперед, так что воздух впереди «чувствует» крыло (пока оно само не движется со скоростью звука).

Вечного двигателя тут никакого нет.



Bronxсегодня в 06:00

«вы почему-то об этом не упомянули» — это я автору поста писал, не вам.

iMonin4 февраля 2019 в 19:37

Там ещё любят по жуковскому рисовать Вихревую пелену....)))

encyclopedist4 февраля 2019 в 20:44

Работу наплывов хорошо иллюстрирует это фото из википедии:



Monin4

февраля 2019 в 21:02

Шикарное фото!
Какое будет объяснение возникновения пышных клубов тумана за наплывами?

У меня только одно- резкое разряжение с охлаждением воздуха до точки росы то есть до 100% относительной влажности. Вот яркое подтверждение существования отрывного пузыря низкого давления под высокоскоростной струей.

encyclopedistвчера в 00:21

Приливы создают 2 мощных продольных вихря. Из-за центробежной силы давление в центре вихрей оказывается низким и появляется туман.

iMoninвчера в 00:31

Я ровно про центробежное разряжение в статье и написал. Вот только для моей Модели не нужны никакие продольные вихри. Кстати, а что такое «продольный вихрь» и как он формируется?

chaynickвчера в 15:29

Это точки срыва потока. Откуда возникает охлаждение воздуха? Напомнить обязательное условие для адиабатических процессов?

www.youtube.com/watch?v=p-Dq0KqVqA4

Bedalвчера в 15:35

спасибо, хорошая иллюстрация. Да только не в коня корм, не поймёт автор.

MUTbKA984 февраля 2019 в 18:11

1. Сходу берется модель крыла, имеющего угол атаки. С объяснением подъемной силы в этом случае проблем не было никогда. Всегда всех привлекает вариант с нулевым углом атаки и ненулевой подъемной силой.
2. На рис. 2 очевидный взлет, а не посадке — там форсаж включен. Истребитель под такой тягой просто не сядет.
3. Слово «разрЯжение» царапает мозг.
4. Книга «Understanding flight» от авторов Anderson & Eberhardt великолепна и служит той же цели, что и статья.

encyclopedist4 февраля 2019 в 18:47

И второй интересный граничный случай — плоский профиль ("доска") под ненулевым углом атаки, тоже не очень рассмотрен.

iMonin4 февраля 2019 в 19:44

Плоская доска и профили иной кривизны -это на много более сложные случаи, чем строго круговая форма с мягким заходом кромкой в поток без изломов.

Плоское крыло и рваный вход в поток надо рассматривать, но это отдельная СЛЕДУЮЩАЯ тема.

Там всё на много сложнее как математически, так и модельно...

iMonin4 февраля 2019 в 19:39

1. Что такое угол Атаки в несимметричном профиле?.. Как только вы берёте несимметричный профиль, то хорда на нулевом угле вовсе не означает нулевой угол атаки.
4. Не читал. Есть ссылок а на русскую версию?

MUTbKA984 февраля 2019 в 20:20

Мне не попадалось русской версии. Язык, впрочем, там не особо сложный, писали технари в научно-популярном стиле, а не литераторы.

Угол атаки все ж вполне точное определение — угол между линией, соединяющей переднюю и заднюю кромки крыла и набегающим потоком воздуха. То, что вблизи крыла с потоком происходит множество всякого и интересного — это определение не отменяет. И смысл все ж в том, что если в Вашей первой же картинке вместо какого-то там вычурного профиля поставить просто плоскую доску — то факт наличия подъемной силы и так будет очевиден без всяких уравнений. А уравнение Бернулли и прочие не самые простые принципы привлекают обычно для объяснения несколько контринтуитивного явления возникновения подъемной силы при нулевом угле атаки.

iMonin4 февраля 2019 в 20:23

Мне кажется, что логичным было бы называть такой угол атаки нулевым, когда подъемная сила равна нулю. Тогда мог бы появиться вполне здравый параметр конкретного профиля в виде «угол Хорды крыла к нулевому углу атаки». Для плоской доски и для симметричного профиля Нулевой угол атаки совпадал бы с хордой крыла.

Bedal4 февраля 2019 в 20:58

О! Вот только «мне кажется» замените на «в аэродинамике нулевым углом атаки называется положение, при котором поперечная (подъемная) сила равна нулю». Определение угла атаки по точкам профиля или по строительной горизонтали — тоже используется, но авиастроителями. Для них так удобно, хотя по очевидным причинам это нестрогое (и даже некорректное) определение.

encyclopedist4 февраля 2019 в 21:05

в аэродинамике нулевым углом атаки называется положение, при котором поперечная (подъемная) сила равна нулю. Нет.

Bedalвчера в 07:19

Конечно, да :-) Иначе, при произвольном контуре, данное понятие вообще не имеет смысла.

Ещё раз подчеркну, что определение по точкам или строительной горизонтали употребимо шире — у авиастроителей. Им так удобно, и пусть так и будет.

encyclopedistвчера в 14:05

За много лет работы в аэродинамике я не разу не встречал вашего определения. Может, в некоторых очень специальных областях или организациях оно и используется, но во всём мире используется определение угла атаки как угла между скоростью набегающего потока и хордой профиля. У хорды же есть вполне строгое математическое определение — это наибольший по длине отрезок соединяющий точки профиля (в математике это называется "диаметр"). И хорда к строительной горизонтали не имеет отношения. Угол между хордой и строительной горизонталью называется "углом установки крыла".

Bedalвчера в 15:41

Перепишу, прежний вариант был невнятен. Во-первых, существуют тела, у которых несколько равных по длине измерений (максимальных хорд). А нулевой угол атаки всё-таки определяется единственным способом. Во-вторых, бывают случаи, в которых хорду обсуждать вообще странно (как в эффекте Магнуса), и нулевой угол атаки определяется с учётом вращения тела.

В-третьих, сложные, составные конструкции — даже щелевое крыло (или крыло с активной аэродинамикой), не могут иметь однозначно определимой хорды (потому что не являются единым телом, к примеру). А нулевой угол атаки — есть.

Понятное дело, что в подавляющем большинстве практических применений удобнее танцевать от ~~не~~хорды, точнее даже — от тела. Интересно же — как это тело полетит. Но в теоретических — удобнее танцевать от среды (если изучается,

собственно, среда) и тогда «нулевая сила» куда лучше подходит как точка опоры в рассуждениях.



EndUser4 февраля 2019 в 21:27

Кажется.

Издrevле авиаторы смотрят на поляры и их вполне устраивает то, что она не проходит через (0;0).

А я думаю, что это и вовсе даже полезный факт, где именно мимо (0;0) она проходит.

iMonin4 февраля 2019 в 21:31

Настоящим Авиаконструкторам сильно Фиолетово на наличие или отсутствие нуля Су при нуле Альфа. Достаточно чтобы Поляра конкретного профиля крыла была правильно снята в аэродинамической трубе.

Cerberuserвчера в 07:13

Достаточно, чтобы было некоторое единое понимание, что значит «правильно». А не попытки за этим «фиолетово» скрыть [15 конкурирующих стандартов](#).



EndUserвчера в 16:29

А я как сказал? :-)

chaynickвчера в 15:32

Для плоской доски и для симметричного профиля Нулевой угол атаки совпадал бы с хордой крыла. Помимо угла атаки крыла у самолета существует еще установочный угол атаки.

як-55 летать не может, да?

keir4 февраля 2019 в 18:22

Физика не должна терять Физический смысл в угоду красивым и сложным математическим построениям!

Так ведь будьте добры оформить формулы до читаемого состояния. Но это косметика. А не косметика заключается в том, что $\sin(15^\circ)=0,259$, а не 0,262. И как дальше жить с вашими расчётами?

iMonin4 февраля 2019 в 19:42

Что меняет по сути 0,259 или 0,262 ну ввёл я пи как, 3,14... Все сразу умерли от этого?



ScratchBoom4 февраля 2019 в 20:02

В военное время пи доходит до четырёх-пяти, а синус может и до двух доходить.

keir4 февраля 2019 в 20:23

Ну то есть константу Вы ввели до второго знака, а решение привели до третьего. ОК.

Просто в статье, пестрящей численными решениями, ожидается более, скажем, рафинированное отношение к этим самым числам.

iMonin4 февраля 2019 в 20:34

Я сразу перешёл к цифрам, так как жонглированием «строгими» формулами был сыт ещё при просмотре лекций Физтеха. Мне самому хотелось посмотреть за динамикой изменения параметров в нужном диапазоне скоростей именно в Цифрах. Иначе всё уходит в бессмысленное теоретизирование. Например нафига высокое качество крыла при высоких числах Маха, если там тяга превышает вес тела из-за чудовищного сопротивления воздуха? Оказалось, что снижение лобового сопротивления- это единственная задача аэродинамики высоких скоростей. пока цифру не посчитаешь, до тех пор так и не поймёшь про существование самой такой проблемы.

Igor_O4 февраля 2019 в 19:48

Можно чуть-чуть позанудствую? На фотографии №2, судя по цвету реактивной струи, двигатель работает на форсаже. Это значит, что это

взлетный режим. Да и стойки шасси чуть-чуть лишку отклонены вперед, что значит, что это начало убирания шасси после отрыва от ВПП, т.к. при посадке самолет может оказаться на такой высоте с не до конца выпущенными шасси только при аварийной посадке «на брюхо»...

Про фото №№ 4 и 5 — это, кроме всего прочего, одновременно и очень наглядная иллюстрация того самого «спутного следа», попадание в который другого самолета примерно гарантирует авиaproисшествие, и, если добавить аналогичную фотографию самолета с «загнутым» крылом, наглядная демонстрация «магии», которая позволяет «загнутому» крылу реально экономить до 20% топлива при всех остальных одинаковых характеристиках самолета.



Хорошо видно, что нисходящий поток при «загнутом» крыле существенно шире, а вихри — существенно меньше. Большое спасибо за математику и иллюстрации аэродинамики. Как тут выше высказались, объяснение сложное. Но от него нельзя просто отмахнуться, что автор «физику в школе прогулял.» Ситуация с экранопланами — гораздо сложнее, чем просто аэродинамика и управление. Относительно недавно встречал объяснение, почему экранопланы все же «вымерли».

Главная проблема — обеспечить защиту турбины от «фарша» из птиц с костями и перьями. Экраноплан летает на высоте, на которой оказывается большинство водоплавающих птиц и прочих чаек, которых спугнули ревом реактивных двигателей. Двигатели приходится защищать всякими сетками. На больших скоростях все равно часть «фарша» попадает в двигатель. А это отказы и очень частое дорогое обслуживание. Вторым пунктом было, не помню уже по какой именно причине, то, что единственное море, где возможно более-менее эффективное боевое или коммерческое использование экранопланов — Каспийское. А Каспий сейчас стратегически интересен примерно исключительно как единственное место, где живет осетр... (ну чуть-чуть еще нефть и газ, но нефть и газ есть не только на Каспии, а осетр больше нигде не живет... А черная икра — вкусная... и полтора миллиона долларов за баррель за самую дешевую.) Концепция экраноплана — очень красивая. И если бы в момент появления экраноплана для компьютера управления не требовалось бы использовать все вычислительные ресурсы Земли одновременно... Что-то могло бы сложиться иначе.

Кстати, в Питере, лет тому 15 назад, в районе Новоадмиралтейского острова, был припаркован жутко интересный, но уже изрядно запылывшийся, военный корабль с реактивными двигателями на корме... (возможно, что с подводными крыльями...) Сейчас его уже куда-то убрали. И, несмотря на весьма интересный вид и тот факт, что стоял он практически в центре Питера, видимый всем туристам, в интернете не удалось найти ни одной фотографии... Прямо вот какой-то полный игнор со стороны американских шпионов. А выглядел тот корабль как вполне приемлемая альтернатива экраноплану.

iMonin4 февраля 2019 в 19:59

Я не в состоянии отличить по цвету струи режим работы двигателя, а потому старался писать уклончиво про «влёт-посадочный режим». По экранопланам проблему с птицами знал, но не приводил, так как это не проблема аэродинамики. После написания этой статьи, я только и узнал из своих же построений действительно самую главную Аэродинамическую причину непопулярности экранопланов.

Даже танки строили с реактивными двигателями для выхода на крутые склоны. но это оказалось никому не нужным в реальных боях. а боевые корабли на подводных крыльях были, но не выжили из-за своей избыточной сложности и прожорливости как по топливу, так и по деньгам на содержание.

Ракеты порешали все проблемы как со скоростью кораблей, так и с орудиями главного калибра на крупных судах.

Igor Q4 февраля 2019 в 20:54

это не проблема аэродинамики
Да и я, в общем-то, писал потому, что экраноплан, теоретически, сильно круче судов на воздушной подушке. Но на практике — только перебросить сотню-другую солдат на другой берег моря чуть быстрее, чем кораблем. Но, в отличие от десантных кораблей, без полного комплекта БТР и БМП...

Даже танки строили с реактивными двигателями для выхода на крутые склоны. но это оказалось никому не нужным в реальных боях. Надо будет поискать и почитать... Слышал только байки про разные «Т-9х» с двумя турбинами от вертолета, но с приводом на гусеницы. не выжили из-за своей избыточной сложности и прожорливости. Вот здесь — вы меня удивили. Гражданские «Ракеты» и «Кометы» эксплуатировались много лет на коммерческих регулярных и туристических рейсах. И приносили прибыль. Что в них умудрились сломать военные? У военных же бюджеты раздутые запредельно. И прибыль получать не нужно. Один простой факт: HMS Victory, на котором получил смертельное ранение и умер адмирал Нельсон, стоит в Портсмуте как музей. Но... Чтобы хватало денег на содержание, реставрацию, сухой док и все вот это, этот корабль до сих пор числится линейным кораблем «первого класса» (что-то между авианосцем и крейсером) на активной военной службе и финансируется из военного бюджета соответственно. Единственная проблема — туристам формально запрещено фотографировать внутренности корабля. Может быть проблема в том, что нормальные суда на подводных крыльях умели строить только в СССР?.. Больше 30 лет производства! С конца 50-х до начала 90-х, эксплуатируются до сих пор. Общее количество выпущенных в СССР/России кораблей на подводных крыльях — под 1000 штук. Что для

кораблей таких размеров — запредельно много! Такие тиражи для надувных лодок считались хорошими!

iMonin4 февраля 2019 в 21:10

Т-80- это танк с Газотурбинным двигателем с приводом на ведущие колёса... Выпускался много лет серийно и стоял на вооружении в СССР... и в России ещё стоит. Про Военные суда я уточнил специально, так как Гражданские суда на подводных крыльях действительно Использовались давно и используются до сих пор. Военный бюджет огромен, но не бесконечен. Именно по этой причине наши самолёты с новой Электронной системой прицеливания удачно и ДЁШЕВО разбомбили ИГИЛ в Сирии дешёвыми бомбами образца 70-х годов со складов МО РФ

encyclopedist4 февраля 2019 в 21:27

Газотурбинный двигатель это не реактивный двигатель. В газотурбинном танке тягу создаёт не реактивная струя, а передача вращающего момента на гусеницы, как в обычном танке с ДВС.

BDIвчера в 09:07

Как и на вертолётах, упомянутых Igor_O:

Слышал только байки про разные «Т-9х» с двумя турбинами от вертолёта, но с приводом на гусеницы. Не совсем понимаю чем вас не устроил комментарий — iMonin комментировал ответ Igor_O, а не раскрывал своё сообщение о «танки строили с реактивными двигателями». Что касается последнего, то беглый гуглинг даёт такое: Взяли ракетные двигатели от ПЗРК (чем больше, тем лучше), поставили с каждого бока и самое главное — решили попробовать на деле. Для испытаний использовали стандартные Т-54 и Т-55. По задумке, если машина застревала, включались ракеты, и танк буквально вылетал из трясины. Или вот: Говорят, реактивный двигатель и танк — две вещи несовместные. Ну-ну. Кое-кому пришло в голову их совместить. И пришло это в голову

канадцам в 1946 году. На картинке вы видите такой необычный агрегат: на базе американского танка RAM II (их выпускали в Канаде под именем Grant) установили 2 реактивных двигателя от истребителя. Для чего? Таким образом был создан минный тральщик, который реактивной струей сдувал слой почвы, а с ним сдувал или обнажал мины. Те порхали в воздухе словно бабочки и «красиво» взрывались. Собственно, куда только реактивные двигатели не ставили в экспериментальных целях — был бы микроскоп, а гвоздь найти не проблема :).

Bedalвчера в 07:40

Чем больше читаю Ваши комменты, тем хуже моё мнение об МФТИ... или Вас выгнали со второго курса? Вы **НЕ** узнали «главную аэродинамическую причину», и то, что Вы излагаете, вообще не относится к экранопланам. Да и вообще, то, что пишете про аэродинамику — дистиллированная чушь! Печально, предлагал же дать этому посту тихо уйти в архивы — а Вы делаете всё только хуже и хуже...

encyclopedistвчера в 14:42

Там ниже в комментариях автор уже и кинетическую теорию газов отрицать начал. Так что боюсь это случай необратимый.

Bedalвчера в 07:31

Главная проблема — обеспечить защиту турбины от «фарша» из птиц с костями и перьями. Проблем у экраноплана — как блок на лисе. И чуть ли не каждая — главная в том смысле, что её одной хватило бы, чтобы данный вид транспорта не имел никакой перспективы. К примеру, двигателям работа всегда в близости воды как бы не опаснее, чем птичек кушать. Капельная коррозия... не приходилось видеть результаты? Красивое зрелище. Но даже это меркнет в сравнении с тем, что экраноплан банально невыгоден аэродинамически — несмотря на красивые лабораторные картинки с запредельными коэффициентами подъёмной силы.

Cerberuserвчера в 09:04

«Блок на лисе» — в смысле, зависаний у Firefox?

Bedalвчера в 09:24

в любом смысле. Просто очень много проблем, за что ни возьмись. Аэродинамическая эффективность убивается необходимостью огромных расходов на стабилизацию, особенно продольную. Весовая эффективность убивается необходимостью иметь фюзеляж-лодку и прочность, чтобы выдерживать знакопеременные нагрузки от перемещения аэродинамического фокуса. Стоимостная эффективность убивается необходимостью таскать кратный резерв двигателей по мощности, а двигатели — самая дорогая часть аппарата. Эксплуатационная эффективность для военных убивается отсутствием мест, на которые экраноплан мог бы высаживать десант и современным уровнем радиолокации, так что малая высота полёта не является более защитой от обнаружения.

Двигатели очень быстро выходят из строя из-за близости воды и обилия птиц в зонах, где эксплуатация экранопланов имеет хоть какой-то смысл. И так далее, и тому подобное... Энтузиастам стоит задуматься над вопросом: почему никто даже не планирует полётов над сушей?

oracle and delphiвчера в 08:30

Ситуация с экранопланами — гораздо сложнее, чем просто аэродинамика и управление. Относительно недавно встречал объяснение, почему экранопланы все же «вымерли». Главная проблема — обеспечить защиту турбины от «фарша» из птиц с костями и перьями. Экраноплан летает на высоте, на которой оказывается большинство водоплавающих птиц и прочих чаек, которых спугнули ревом реактивных двигателей. Двигатели приходится защищать всякими сетками. На больших скоростях все равно часть «фарша» попадает в двигатель. А если летать только над океаном, и подальше от берега?

Bedalвчера в 15:47

даже просто пролёт над крупными волнами — уже дорого стоит. И работа двигателей в близости к морской воде — тоже. Вот что-то в этом роде:



Andy U4 февраля 2019 в 20:20

И ни одного упоминания уравнений Навье-Стокса...

iMonin4 февраля 2019 в 20:26

Да, именно для отсутствия упоминаний Навье-Стокса, Бернули, Жуковского статья и писалась. Объяснение физического смысла какого-то явления вообще не должно быть привязано к чьей-то фамилии.

Cerberuser4 февраля 2019 в 21:07

Уравнений движения вязкой сжимаемой жидкости — так лучше?

iMonin4 февраля 2019 в 21:12

Да, так на лекциях и говорят: «Уравнения правильные, но ничего толком не позволяют рассчитать из-за нехватки вычислительных мощностей» Типичный «Дьявол Лапласа»...)))

Andy U4 февраля 2019 в 22:17

Лаплас — с одним «с». И давно хватает вычислительных мощностей...

Cerberuserвчера в 07:15

То есть, Вы предлагаете альтернативную модель этой самой вязкой сжимаемой жидкости? Так с этого и надо начинать, а потом уже приводить описание крыла как наглядную иллюстрацию, разве нет?

Andy_U4 февраля 2019 в 22:21

Упоминание фамилий применительно у уравнениям, это не более чем проявление уважения к людям, которые их вывели (из теоретических соображений или из наблюдений). Да и просто так короче.

iMonin4 февраля 2019 в 22:30

Да, вы правы... Только если эти фамилии не становятся объектом идолопоклонства без права на критику...



grt_pretenderвчера в 12:24

это не отменяет уважения к людям, которые их вывели.



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 20:26

Физика не должна терять Физический смысл в угоду красивым и сложным математическим построениям!

Рассмотрим иное объяснение формирования подъёмной силы крыла без выявленных нарушений законов физики и здравого смысла. Для этого потребуются применение законов обычной механики.

Перевод на русский:

"Я не осилил матанализ и дифуры и буду придумывать свою физику, которая понятна лично мне."

Ровно по той же логике придумывают «теории эфира». В науке наметился тренд к расколу между теорией и практическим инженерным применением в разработках конкретных изделий.

Перевод на русский:

"Я не смог выучить все материалы, которые нам преподавали, а что-нибудь поизобретать всё равно очень хочется." Явные противоречия в Теоретических моделях не афишируются, а наоборот всячески

замалчиваются

Перевод на русский:
"От нас скрывают правду, это мировой заговор!"
Как-то так.

iMonin4 февраля 2019 в 20:37

Да, Вы ПРАВЫ по всем пунктам.
Но это не отменяет сокрытие от нас Правды за матанализом и Дифурами.
Наличие у меня Параной не отменяет того факта, что за нами всеми следят...))



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 20:45

>сокрытие от нас Правды за матанализом и Дифурами

Это аналогично тому, как если бы вы сказали, что смысл текста/повествования «скрывают» за словами и буквами. Математика — язык физики. Если вы *не* владеете языком — да, вы не увидите смысла, если же владеете — смысл вам будет понятен. Мораль — учите язык.

iMonin4 февраля 2019 в 20:51

Да, как кандидат Технических Наук готов с вами согласится.
Есть только один нюанс: что владение языком еще не определяет Наличие Здравых Мыслей в голове говорящего на этом языке, а вся его Грамотная и Логичная речь может быть по содержанию чистейшим горячным бредом....)))



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 21:02

Т.е. Навье-Стокс, Бернулли, Жуковский, десятки выдающихся авиаконструкторов и сотрудников различных КБ etc — это носители *горячного бреда* и только вы одни внезапно постигли Правду и Здравый Смысл? ОК, мощненько. Ну, учитывая, что среди сайенс-фриков *кандидаты* и даже доктора не редкость — вы, хм, в достойной компании.

iMonin4 февраля 2019 в 21:14

А я против конструкторов ни слова не сказал, так как они из своих Догадок об аэродинамике и физическо-здорового смысла строили Макеты и продували их в Аэродинамических трубах. Теоретические формулы и дифуры их **ВООБЩЕ НЕ ИНТЕРЕСОВАЛИ!!!**



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 21:55

>Теоретические формулы и дифуры их **ВООБЩЕ НЕ ИНТЕРЕСОВАЛИ!!!**

Великолепно. Надлежит отлить в граните. Т.е. вы на полном серьезе уверены, что вот это вот —

ЦАГИ проводит большое количество исследований в области механики жидкости и газа. Значительный прогресс достигнут в разработке численных методов и программ расчета обтекания аэродинамических профилей и тел вращения идеальным и вязким потоком в большом диапазоне скоростей, внутренних течений и параметров пограничного слоя. Разработаны математические модели обтекания летательных аппаратов, течения в воздухозаборниках и соплах, истечения струй. ничего не значащие слова, а Чаплыгин (крупнейший *теоретик*), который создавал *лаборатории* ЦАГИ таки просто балабол?

iMonin4 февраля 2019 в 22:12

Да. вы опят Правы! Накоплен огромный экспериментальный объём данных, на основе котрых строятся вычислительные модели.

А вот обратный процесс не работае. Прямые Теоретические расчёты пока дают катастрофический разрыв с практическими результатами на натурных макетах.



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 22:35

>А вот обратный процесс не работае.

Он прекрасно работает. Он послужил некогда основой стандартного цикла —

«модель — экспериментальные эвристики — уточнённая модель», которая позволила перейти от наивных объяснений на основе простейших элементов ньютоновской механики к современной аэродинамике, основанной на теории сред, являющейся базисом для практического промышленного конструирования и производства.

>катастрофический разрыв с рактическими результатами на натурных макетах

Если вы честный представитель научно-инженерного сообщества, вам следовало бы подготовить статью, следуя общепринятому научному методу, примерно так:

"- для таких-то высот, плотности среды, скоростей и т.д. и таких-то профилей стандартная математическая модель даёт такие-то параметры обтекания, такие-то значения подъёмной силы и т.д. (прилагаются расчёты по стандартной математической модели, да-да) — серия экспериментов проведённых при таких-то условиях, соответствующих принятым при проведении расчётов по стандартной модели для этих же профилей даёт вот такие параметры обтекания, вот такие значения подъёмной силы и т.д., что позволяет увидеть (графики и таблицы прилагаются) значительные расхождения с предсказанными значениями на основе рассмотренной модели" и(!) опубликовать эту статью в профильном рецензируемом журнале, избегая в статье глубокомысленных рассуждений о безблагодатности матана и торжестве «Практики» над «Теорией» и прочего бла-бла-бла с большой буквы.

Вместо этого вы проставили к вашей публикации на сетевом ресурсе метку «Научно-популярное» — тем самым вводя в заблуждение тех, кто ожидал увидеть пример *популяризации науки*, но вместо этого увидел *стоицотое* «опровержение» очередным непризнанным самородком конвенционных, принятых и уважаемых научных теорий. Из чего может следовать, кстати, достаточно забавный вывод о сознательном лукавстве с вашей стороны — вы не ставите целью *популяризировать науку*, вы ставите целью *пропаганду ниасилляторства* среди сочувствующих *ниасиляторов-новичков*, которые заранее искренне убеждены, что «матан не нужен», а «учёные скрывают». Логично, правда?

iMonin4 февраля 2019 в 22:48

Да, Вы опять ПРАВЫ!
Если бы я был кандидатом хотя бы Физ-Мат или просто Мат. Наук, при этом окончил бы профильную кафедру «Аэродинамики», то я бы всё делал по предложенному вами сценарию. Я так и делал, но в области Прикладного Вездеходостроения... Кстати, а как вы относитесь к " Новой Хронологии в Истории" от Фоменко-Носовского?

Некие Самозванцы в лице Академика РАН математика Фоменко и подельника КФМН Носовского полезли в разгребание «Авгиевых конюшень» современной «общепризнаной Истории»....)))



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 23:16

>Если бы я был кандидатом хотя бы Физ-Мат или просто Мат. Наук, при этом окончил бы профильную кафедру «Аэродинамики», то я бы всё делал по предложенному вами сценарию. Вы бы делали то, что предложено в сценарии, если бы действительно хотели разобраться в том, что вызывает у вас вопросы и(!) если бы поднятая вами «проблема» действительно существовала — т.е. эксперименты и расчёты по математической модели приводили бы к различным результатам. Но вы, очевидно, не проводили никаких экспериментов и, тем более, даже не пытались проводить адекватных расчётов по моделям (хотя попробовать могли бы — при наличии компьютера, Wolfram Mathematica/Maple/Mathcad и, главное, минимально достаточных *профильных* знаний).

>в области Прикладного Вездеходостроения
Тогда вам просто нечего делать в теме, в которую вы полезли. Вы в ней попросту не разбираетесь. Вы продемонстрировали незнание и непонимание даже курса общей физики. Займитесь тем, чем позволяет вам заниматься ваше образование. И популяризируйте то, в чём являетесь *специалистом*. Или в вездеходостроении вы также успели отметиться в качестве непризнанного гения и теперь пути назад нет?

>Фоменко-Носовского

О, как всё запущено-то... Ну, фрик хвалит фрика — ничего удивительного. Желание ниспровергать и опровергать объединяет, независимо от

дисциплинарной принадлежности.
Скажите, вы, случаем, на постройку эфиролёта и, заодно, какого-нибудь вечного двигателя замахнуться не дерзаете? А то чего уж на мелочи размениваться...

iMonin4 февраля 2019 в 23:24

Скажите, а у Бернули, Навье, Стокса какие были научные степени?.. Они сдавали кандидатский минимум?.. А как у них было с публикациями в Реферируемых Журналах?
Вам Шашечки нужны или всё же ехать надо?
Тогда может перейдёте к обсуждению по сути?
А то отсылки к «Общепризнанным Теориям» уже чуток утомили, так как статья и направлена именно на НЕтрадиционное объяснение конкретных физических явлений, противоречащее «Общепризнанным » теориям...

Andy U4 февраля 2019 в 23:37

А то отсылки к «Общепризнанным Теориям» уже чуток утомили, Они общепризнанные, потому что многократно экспериментально подтверждены. В отличие от... так как статья и направлена именно на НЕтрадиционное объяснение конкретных физических явлений, противоречащее «Общепризнанным » теориям...

Да кому нужны объяснения. Нужны предсказания, отличающиеся от предсказаний, основанных на уравнениях Навье-Стокса, и которые можно будет проверить экспериментально. Ну?

iMonin4 февраля 2019 в 23:45

В этом обсуждении чуть выше была дана фотография истрибителя с явно выраженными «пузырями» под отрывными струями, причём судя по клубящемуся в них ТУМАНУ, скорость этих пузырях МИНИМАЛЬНАЯ, то есть поток ЗАТОРМОЖЕН и при этом ещё и под Большим РАЗРЯЖЕНИЕМ! Моя версия это объясняет прекрасно, а вот теори с формулой Бернули данный Реальный Феномен объяснить не может.

kayanвчера в 00:34 Форсаж по цвету реактивной струи распознать не можете, а разрёжение по "туману в пузырях" — можете? Забавно.

encyclopedistвчера в 00:41

причём судя по клубящемуся в них ТУМАНУ, скорость этих пузырей МИНИМАЛЬНАЯ

как из первого следует второе, непонятно. Попробуйте вот объяснить вашей теорией вот это



iMoninвчера в 00:45

Это ровно тоже самое явление, но на более высокой скорости с меньшим углом атаки.

Влажный воздух позади отрывного течения оказывается в застойной зоне «отрывного пузыря» с ПОНИЖЕННЫМ давлением. Резкое понижение давления ведёт к охлаждению и мгновенному переходу водяного пара в состояние Тумана, что мы и видим на фото.

encyclopedistвчера в 00:47

То есть вот это вот всё — застойная зона, по вашему? Так вот, на самом деле в этой зоне наибольшая скорость.

iMoninвчера в 11:09

И как вы эту скорость Померяли в этой застойной зоне? Или через формулу Бернулли посчитали эту скорость как зависимость от величины разряжения?

encyclopedistвчера в 14:14

Я в своей жизни провел десятки измерений в аэродинамических трубах, и я знаю, где скорость большая, а где маленькая.

И да, результаты измерений магическим образом согласуются с формулой Бернулли, уравнениями Навье-Стокса, и прочей математикой, которая по-вашему не наука. И не согласуются с вашими утверждениями.

Cerberuserвчера в 16:29

А вот кстати, мне как МДТТшнику интересно — как можно измерить скорость потока без Бернулли, т.е. без игры на перепаде давления? Догадываюсь, что можно, но не могу сам сообразить, как. Подкинете наводку, что можно посмотреть, чтобы въехать?

encyclopedistвчера в 16:32

[PIV](#)

[Hot wire anemometer](#)

[Laser-doppler velocimetry](#)

Cerberuserвчера в 16:59

Ушёл читать, спасибо!

ivan01вчера в 17:29

Ультразвук забыли для жидких сред.

Andy Uвчера в 21:38

del, не туда.

encyclopedistвчера в 21:39

Да, даже на сверхзвуке работает

Andy Uвчера в 21:40

Быстро вы... Thx.

Andy Uвчера в 21:39

Вопрос, а разве первый вариант на «авиационных» скоростях работает?

Andy Uвчера в 11:36

В этом обсуждении чуть выше была дана фотография истрибителя с явно выраженными «пузырями» под отрывными струями, причём судя по клубящемуся в них ТУМАНУ, скорость этих пузырях МИНИМАЛЬНАЯ, то есть поток ЗАТОРМОЖЕН и при этом ещё и под Большим РАЗРЯЖЕНИЕМ! Моя версия это объясняет прекрасно, Ваша версия не согласуется с законом сохранения массы. И, да — числа, пожалуйста. а вот теории с формулой Бернули данный Реальный Феномен объяснить не может. Потому что там турбулентный срыв потока и эта формула не применима. Продолжайте воевать с мельницами.



DoctorMoriarty4 4 февраля 2019 в 23:47

>Бернули

(...) остался почётным членом Петербургской академии, в её журнале опубликованы 47 из 75 трудов Даниила Бернулли.

>Стокс

>какие были научные степени?

(...) переизбирался почётным Лукасовским профессором в Кембриджском университете. За достижения в области исследования света в 1852 году Стокс получил медаль Румфорда от Королевского Общества, а в 1893 медаль Копли.

и т.д. — но, похоже, банальную Википедию вы тоже не осилили.

>А как у них было с публикациями в Реферируемых Журналах?

Просто офигенно у них было с публикациями.

>перейдёте к обсуждению по сути?

Увы, я смогу это сделать не раньше, чем к сути перейдёте вы. Материалы и данные экспериментов, а так же расчёты по стандартным моделям в студию, просим!

>отсылки к «Общепризнанным Теориям» уже чуток утомили
Следуйте научным методам при исследовании тем, относящихся к сфере науки — и я гарантирую: вы испытаете утомление лишь от упорного труда.

masaiвчера в 01:20

Если бы я был кандидатом хотя бы Физ-Мат или просто Мат. Наук Скажите, а у Бернулли, Навье, Стокса какие были научные степени?Извините за занудство, но степени не научные, а учёные. Ну и кандидатом математических наук тоже стать не получится, так как такой отрасли официально нет, только физико-математические науки.

keirвчера в 08:41

Да парень не успел проникнуться за время подготовки трёх статей, участия в двух конференциях и отправкой двух патентов. Замечу, также, что его диссертация написана совсем другим языком. Либо его за десять лет подменили, либо... *ох, что гусеничная техника делает с людьми. Ужас.*

iMoninвчера в 11:15

Слава Богу, что нет отдельной науки «Математика»...)))



DoctorMoriartyсегодня в 05:48

Есть, есть.

Igor_O4 февраля 2019 в 22:29

Формулы в статье — логичные. Доказывать, что они не верные — я, например, не возьмусь. Если вы готовы _математически_ с _формулами_ показать ошибки — ю а вери велкам. А ссылаться на Навье-Стокса (формула Дрейка для гидродинамики — подставляем правильные коэффициенты и получаем любой желаемый результат), Бернулли и Жуковского — это хорошо. Но не опровергает ни

одной из приведенных в статье формул или эпюр. Так же как и не опровергает ни одного из выводов и результатов.

Andy_U4 февраля 2019 в 22:49

Только они бесполезные, как для обучения, так и для проектирования. Все объясняют (на словах) и ничего нового не предсказывают. Первый признак псевдонауки.



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 23:35

>Первый признак псевдонауки

Вот что сразу вспомнилось: До Жуковского возникновение подъёмной силы объяснялось так называемой ударной теорией Ньютона. Согласно этой теории, не связанные друг с другом частицы воздуха движутся прямолинейно и ударяются об обтекаемое тело,— например, крыло. Однако это допущение противоречит действительной картине обтекания тел воздушным потоком и поэтому даёт неправильные, обычно заниженные значения подъёмной силы. (с) С. Я. Стрижевский, «Николай Егорович Жуковский — основоположник современной авиационной науки», М., изд. «Правда», 1951 Для фриков очень характерно обращаться к устаревшим теориям, ведь для их понимания не часто требуется хорошее владение математическим аппаратом, а это общее больное место фриков от физики/техники.

Andy_U4 февраля 2019 в 23:44

Ага, очень много лет назад, когда я был аспирантом в теор.отделе ФТИ им. А.Ф.Иоффе АН СССР на меня в том числе повесили обязанность отвечать на письма трудящихся, присылавших в институт свои «научные» труды на рецензию. Такие перлы попадались, но все пропало — тогда даже ксерокс можно было сделать лишь после подписи начальника лаборатории и зам.директора. Да, на меня хотели даже в ЦК КПСС жаловаться :)



DoctorMoriarty4 февраля 2019 в 23:59

Мне вот в 90-е на физфаке МГУ пришлось часто лично пересекаться на открытых семинарах с такими выдающимися личностями, как, например, Ацюковский, которые любили на эти семинары *набигать* и всякое на них

пытаться вещать, так-то ведь их что с кафедры теорфизики, что с кафедры кванстатов и теории поля ну очень, очень далеко посылали...

Andy_Uвчера в 00:11

Посмотрел в google. Ну, это совсем уже. Хотя я наблюдал нечто похожее на 6-й советской гравитационной конференции, когда Лифшиц и Зельдович устроили научный спор с Логуновым, автором альтернативной теории гравитации. Ооо. В некоторый момент мэтры потребовали у зала соответствующий том Ландавшица...



DoctorMoriartyвчера в 00:58

Ну, существование «РТГ», слава Богу, если я не ошибаюсь, удавалось попросту игнорировать, хотя томики за авторством Логунова и Мествиришвили лежали в универе во всех книжных киосках. Ни у нас, у теоретиков, ни у астрономов, ни на одном семинаре ни один преподаватель эту ересь даже не упоминал. Покойный Дмитрий Дмитриевич Иваненко, отвечая на чей-то вопрос после занятий «а вот у нашего ректора есть книга...», насколько я помню, посоветовал просто не забивать себе голову и перевел разговор на что-то другое. Как-то не задалось у Логунова с административным ресурсом :-)

Happy Foreverвчера в 22:30

Давно уже лежит книга в виде файла за авторством Логунова, но почитать, разобраться — как-то всё времени и мотивации не хватает :) Мне думается, что вы настроены против РТГ, которую я пока ещё не смотрел, но получал отзывы и комментарии различных людей (профессоров, д.ф.-м.н.). Мне интересны доводы как в защиту, так и против данной теории, не поделитесь своими?

Andy_Uсегодня в 01:58

Насколько я помню, в его теории красное смещение наблюдалось у световых волн, но не у гравитационных, в отличие от теории Эйнштейна. Причем раскопали это оппоненты. Ну и все.



DoctorMoriarty сегодня в 06:12

Несостоятельность РТГ еще давно исчерпывающе была показана Гинзбургом и другими авторами. Вот несколько ссылок на УФН, не вижу смысла пересказывать своими словами:

ufn.ru/ru/articles/1988/7/e

ufn.ru/ru/articles/1995/2/e

ufn.ru/ru/articles/1996/1/e

К тому же — главной причиной, побуждавшей Логунова к созданию РТГ была причина свойства идеологического, а вовсе не научного: Логунов совершенно не принимал духа т.н. программы Клиффорда, поскольку при её реализациях, видите ли, исчезала «материя», а значит и «физика». Я не имел возможности задать ему вопросы лично, но и Иваненко, и Боголюбов рассказывали о том, что Логунов эту мотивацию озвучивал.



olegchir вчера в 04:17

Тут надо бы вспомнить Фейнмана, который постоянно изобретал свою физику



voftik 4 февраля 2019 в 20:27

Потрясающая статья. Спасибо

iMonin 4 февраля 2019 в 22:13

Спасибо за откровенную и бескомпромиссную Критику в мой адрес...)))

AlessandroS 4 февраля 2019 в 22:21

Простите, а можно на пальцах, что в ней потрясающего?

Andy_U 4 февраля 2019 в 22:45

При анализе обтекания идеальной невязкой жидкостью профилей в плоских течениях удивительным образом получали кратное повышение скоростей потока в сравнение с базовой скоростью V_0 . Пример в студию. Причем пример не из научно-популярной статьи, а из рецензируемого научного журнала. То есть опровергается закон сохранения

энергии, так как энергия на разгон потока берётся ниоткуда, кратно превышая энергию набегающего на крыло потока. Вы не понимаете самых основ физики. Рассматриваемая система — не замкнутая. Какой закон сохранения энергии? Да, а разгон потока (с последующим торможением) — это просто следствие закона сохранения массы.

iMonin4 февраля 2019 в 22:51

Пример приведён в статье несколькими строками рядом. Так как по уравнению Бернули обеспечивается разгон потока от 250 до 450 км /ч над крылом из приведённого примера?

Andy_U4 февраля 2019 в 23:02

Пример приведён в статье несколькими строками рядом. Так как по уравнению Бернули обеспечивается разгон потока от 250 до 450 км /ч над крылом из приведённого примера? Не вижу формулы. Одни слова.

iMonin4 февраля 2019 в 23:26

Переведите скорости в м/с, возведите скорости в квадрат помножьте на плотность поделите пополам и вычтите одну из другой...

Andy_U4 февраля 2019 в 23:30

А где вес самолета, площадь крыльев и пр.?

iMonin4 февраля 2019 в 23:33

вполне достаточно средней нагрузки на крыло 500-600кг/м.кв — это средний показатель для современных авиалайнеров. Вот и получается простейший проверочный расчёт по любимому в аэродинамике уравнению Бернули

Andy_U4 февраля 2019 в 23:46

Это в какой конфигурации — в крейсерской или посадочной, когда площадь крыла сильно увеличивается?

iMoninвчера в 11:12

в любой Конфигурации крыла нагрузка на крыло в среднем одинакова, так как в полёте масса не меняется (кроме выработки топлива, но и она не мгновенна от взлёта до разгона на высоком эшелоне) и геометрия крыла в плане практически неизменна

Andy_Uвчера в 11:40

геометрия крыла в плане практически неизменна
Вы никогда не летали на самолетах?

iMoninвчера в 11:55

Да, так и есть, площадь в плане практически не меняется, чтобы это как-то заметно поменяло среднюю удельную нагрузку на крыло. На сколько % изменится площадь крыла в плане при раскрытии механизации на максимум?

argentumboloвчера в 12:33

Вплоть до +40...50% на бортах с развитой механизацией. На больших же скоростях внешние части крыла вообще не участвуют в создании подъёмной силы (из-за отрицательной крутки).

iMoninвчера в 12:39

Вы наверное искренне заблуждаетесь. говоря об изменении площади аж на 40-50%.

Нарисуйте сами такое приращение, сами и поймёте, что это невозможно. Выпуск механизации и общий тангаж смолёта многократно увеличивает лобовую проекцию, но не площадь крыла в плане.

argentumboloвчера в 12:49

Выпуск механизации и общий тангаж смолёта многократно увеличивает лобовую проекцию, но не площадь крыла в плане. Извините, но это уже даже не смешно... Каким образом выезд секций закрылков из крыла назад может не увеличивать площади крыла?

Каким образом выпуск шитка Крюгера может не увеличивать площади крыла? Неужели при выпуске механизации остальная часть крыла релятивистски укорачивается?

iMoninвчера в 14:54

А в процентах на сколько увеличится Вертикальная ПРОЕКЦИЯ крыла при выпуске максимальной механизации? Никто же не спорит о Возможности изменения площади крыла, спор идёт только о числе % приращения.

argentumboloвчера в 15:06

А в процентах на сколько увеличится Вертикальная ПРОЕКЦИЯ крыла при выпуске максимальной механизации? В зависимости от типа самолёта от 0% до 50%. Из серийных до ~40%. У Ан-70 ЕМНИП 32...37% в зависимости о модификации. А это вовсе не рекордсмен. Но кроме того — эффективная площадь крыла на высоких скоростях *уменьшается*, за счёт отрицательной кривки по размаху, а соответственно удельная нагрузка на центральную часть крыла возрастает непропорционально площади.

ivan01вчера в 13:49

Винглеты решают эту проблему.

argentumboloвчера в 13:57

Винглеты не решают этой проблемы. Это вообще не проблема. Наоборот винглеты выполняют ту же функцию, но без увеличения размаха крыла.

encyclopedistвчера в 14:19

У стандартного авиалайнера примерно до 20%.

iMoninвчера в 14:28

Вот уже пошли цифры куда более близкие к реальности.
А то прям 40-50% изменение площади крыла в полёте...)))

Ещё чуток и дойдём до реальных 5-10%...)))

encyclopedistвчера в 14:39

Вот самый обыкновенный 747



iMoninвчера в 14:51 картинка не открывается...
Так что там у 747?

encyclopedistвчера в 15:04

Я поправил ссылку. Смотрите сами

iMoninвчера в 15:11

И сколько это будет в %, причём на Вертикальной ПРОЕКЦИИ с учётом угла тангажа при посадке?
Опять же мы спорим только о Цифре %, а не о самой возможности...)))

striverвчера в 15:17

Мы пытаемся наследовать лучшие эволюционные решения, которые есть у животных. Сравните как летят птицы и как они приземляются. В некоторых случаях это уже на уровне самой возможности.

argentumboloвчера в 14:47

Ещё чуток и дойдём до реальных 5-10%...)))
Конечно дойдём. Как только начнём рассматривать крылатые ракеты, так сразу же дойдём до величины 0%.
Вот только множество типов летательных аппаратов состоит не из одного элемента (и не из двух).
С противоположной стороны от крылатых ракет находятся транспортно-десантные самолёты и STOL.
Пассажирские лайнеры как раз посередине.



DoctorMoriartyвчера в 00:49

Хорошая научно-популярная статья с картинками по теме:

www.rcdesign.ru/articles/avia/wings_profile

Статья на Пикабу(!), в двух частях, специально искал что попроще:

pikabu.ru/story/kakie_predmetyi_sozdayut_podemnuyu_silu_i_zachem_kryilu_for_ma_kryila_ch1_5393427

pikabu.ru/story/kakie_predmetyi_sozdayut_podemnuyu_silu_i_zachem_kryilu_for_ma_kryila_ch2_5395431

Настоятельно рекомендую прочесть и осмыслить прочитанное.

iMoninвчера в 01:04

Я это читал.
И в чём противоречие?
Особенно мне понравился вихрь над верхней частью крыла в первой статье.
Это именно та самая заторможенная застойная зона, о которой я и говорю...)))



DoctorMoriartyвчера в 01:26

>И в чём противоречие? (...) заторможенна застойная зона
Там, где линии течения сближаются, скорость потока возрастает, а абсолютное давление падает. И наоборот, где они становятся реже, скорость течения уменьшается, а давление возрастает. (...) на нижней образующей профиля имеется избыточное давление – подпор воздуха. На верхней же, — наоборот, разрежение. Причем оно больше там, где выше скорость обтекания.

Andy Uвчера в 01:22

Или начать [отсюда](#), посмотреть на анимированный gif-файл в середине статьи, потом на имя файла и поискать в google фамилии karman trefftz, чтобы убедиться, что это аналитическое решение и что скорость над крылом вполне может оказаться в два раза большей, чем под крылом (хоть я первоисточник и не нашел, но хрен такую анимацию без формул нарисуешь), так что пусть автор тутошней статьи не удивляется — все реально. P.S. А вот и [ссылка](#) на автора и детали анимации.

iMoninвчера в 11:18

Все эти гифки видел много раз... Вот только никто не объяснил за чей счёт осуществляется разгон в ДВА РАЗА потока над крылом по сравнению с набегавшим потком для реального самолёта в посадочном режиме на скорости 250км/ч
в
Так как разогнался поток воздуха над крылом до 400-450км/ч, чтобы авиалайнер привычно сел в аэропорту?

Andy Uвчера в 11:49

Вот только никто не объяснил за чей счёт осуществляется разгон в ДВА РАЗА крылом
потока над
За тот же счет, что и разгон газа/жидкости в сужении канала. Сечение в два раза меньше, скорость в два раза больше. Он потом тормозится, т.е., если пренебречь вязкостью, в том числе турбулентной природы, и прочими потерями, то тут никакой лишней мощности в стационарном случае не надо. Небольшой запас энергии — так у самолета двигатель есть.

justhabrauser4 февраля 2019 в 23:36

Вот это вот с Большой Буквы через Слово — это такой стиль такой новый,
что ли?

Я что-то пропустил?

PS. с этими приглашениями вчера на хабре психанули немного, походу.



Bronxвчера в 05:41

Да, пропустили — это же Древний Стиль Мудрых, которым нужно донести до Человечества нечто Очень Важное (но пока не настолько Критически Важное, чтобы прибегать к [КАПСЛОКУ](#))

Daddy Coolвчера в 00:44

Поддержу автора, так сказать... концептуально.

Я сам специалист по гидродинамике — правда магнитной, с аэро- (т.е. со сжимаемыми средами дело имею редко).

"... объяснение с «воздухом, которому нужно пройти более длинный путь над крылом, чем под ним»" — это я процитировал другую упомянутую статью — мне никогда не нравилось.

В чем автор точно прав — физическая наглядность должна быть, там где она может быть.

Причины возникновения подъёмной силы можно объяснить на пальцах, хоть той же ньютоновской «ударной» моделью. Можно еще как-то. Больше теорий хороших и разных. Даже фрических (или фриковых?) — (честно — обожаю разные фрррр-теории) — они позволяют взглянуть на проблему с неожиданной стороны и как минимум потренировать мозг. И помним «ни одна физическая теория не может быть доказана».

В чем «ненаглядность» использования уравнения Навье-Стокса? Это выражение закона сохранения импульса, который справедлив всегда и везде, и использование уже готового дифференциального уравнения переводит задачу из физической плоскости в чисто математическую. Анализ уже решенного уравнения не обязан вскрывать физическую природу явлений. А с возможностями современных CFD-программ — вообще ни о физике, ни о математике можно не думать — задал свойства и геометрию — и получил распределение скорости и давления (ну с известными ограничениями — тут сжимаемо, тут несжимаемо, тут ламинарно, тут турбулентно, тут можно

использовать простую модель турбулентности, тут нельзя, а вот тут вообще фазовый переход, скачок уплотнения, неустойчивость и еще что-нибудь). А вот заключение, гм... все же на мой взгляд излишне претенциозно. Я уже распереживался за студентов которых учат формулам по которым нельзя ничего рассчитать. Подобные заявления еще как-то уместны в речи специалистов в вопросе, у которых есть и бэкграунд и опыт непосредственной работы с предметом. На научных конференциях такие громкие заявления слышны периодически, причем от двух типов людей — известных и уважаемых ученых в своей области, и... также от известных фриков. Оба типа выступлений воспринимаются достаточно спокойно — типа напридумывать можно много чего, а чтобы *ответственно* ответить надо разобраться в спокойной обстановке. P.S. Матан нужен и рекомендован к изучению. Один мой друг закончив МФТИ, не смог справиться с нахлынувшим желанием и пошел получать второе высшее на мехмат МГУ.

iMoninвчера в 00:53

Полностью поддерживаю всё вами сказанное. Я не пытался никого опровергнуть, а лишь предложил иное объяснение физического процесса, который по факту уже давно и массово применяется людьми в конкретных технических устройствах. Так что пусть время рассудит какая из Версий протекания Эффекта ближе к реальности.

Теории не доказывают и не опровергаю. просто одни живут и развиваются, а другие тихо умирают, оставаясь только на страницах книг по Истории Науки.

Andy Uвчера в 11:52

Теории не доказывают и не опровергаю. просто одни живут и развиваются, а другие тихо умирают, оставаясь только на страницах книг по Истории Науки. А что, нынче экзамен по философии в кандидатский минимум не входит?

iMoninвчера в 11:59

Входит.

Я его вполне успешно сдал 15 лет назад

Andy Uвчера в 12:09

Я не верю, что в программе не было теории научного познания, методологии науки и пр. Хотя в технических областях, оно, может и не требуется, но тут-то речь о серьезной физике. Настоятельно рекомендую освежить знания.

iMoninвчера в 12:23

Ну, и вчём вы видите у меня отклонения от Научной методологии познания? Или моё отвергание «Авторитетов» прошлого вас так коробит? Так неприятие мнений «авторитетов» на веру — это и есть основа Научного подхода!

Cerberuserвчера в 12:44

«Коробить» здесь может хотя бы и утверждение, что «теории не опровергают».

iMoninвчера в 12:47

А зачем кого-то лично опровергать? Достаточно высказать Новый Подход к конкретному прикладному вопросу. Если новый взгляд на проблему окажется более продуктивным, то им начнут пользоваться больше людей, а старый менее эффективный метод просто забудут, задвинув на дальнюю полку с историческими изданиями...

Cerberuserвчера в 12:50

«Кого-то лично» — незачем, потому что это не наука, а переход на личности. А вот какую-то конкретную теорию вполне себе можно опровергнуть — продемонстрировав, что она не соответствует действительности. Или ограничить область её применения — продемонстрировав, что она не всегда соответствует действительности. И это нужно для того, чтобы «новые подходы к прикладному вопросу» строились, исходя из конкретных примеров (опровергнувших предыдущие подходы), а не из желания автора «Сделать Прорыв».

iMoninвчера в 12:52

Я в начале статьи как раз и высказал свои основные претензии к «Общепризнанной Теории». После чего дал своё объяснение Подъёмной силы крыла.

Andy Uвчера в 12:46

Я еще раз спрашиваю, что нового (из того, что не может (правильно) предсказать современная газо/гидродинамика) можете предсказать вы? Так, чтобы это предсказание можно было проверить научными методами? Пока дело обстоит наоборот, вы считаете, что разность скоростей в 2 раза над и под крылом, это фантастика, хотя современная теория это предсказывает, а эксперименты (наверняка можно найти ссылки, но они должны быть «древними», сейчас скорости сами по себе не очень интересны, в отличие от Сх/Су) и практика (летают самолеты, спроектированные с использованием уравнений Навье-Стокса, однако) это предсказание подтверждают.

iMoninвчера в 12:51

Если теория говорит одно, а на практике совсем другое, то зачем вообще эту «Теорию» людям вдалбливать? Самолёты летают по законам Реальной Физики, а не по теориям кого-либо. Ради попыток вскрыть суть этих Законов Реальности мы пытаемся придумывать некие понятные нам объяснения реальных явления, называя их «Теориями».

Cerberuserвчера в 12:56

Так Вас как раз и спрашивают, что именно на практике «совсем другое»?

Andy Uвчера в 13:06

Самолёты летают по законам Реальной Физики, а не по теориям кого-либо. Это вы самолеты с птицами и птеродактилями перепутали.

iMoninвчера в 13:03

Моё утверждение с НОВИЗНОЙ такое:
Под отрывной струёй на крыле самолёта образуется область низкого давления при НИЗКОЙ скорости движения воздуха в ней.

Традиционная версия по Бернули утверждает, что в этой зоне низкого давления возникает ВЫСОКАЯ Скорость, вплоть до сверхзвуковой. Это проверяемо! причём достаточно просто по существующим фотографиям и видео с реальным течением дымов и шелковинок.

striverвчера в 13:23

Хорошо. Как тогда работают диффузоры

на гоночных автомобилях?

iMoninвчера в 14:18

Вы про антикрыло на Ф-1?

striverвчера в 14:29

Диффузор, выше на картинке показано. Это в задней части, под задним антикрылом.

iMoninвчера в 14:31

Вероятно, что диффузор является ещё одним элементом с функцией антикрыла. Или вас смущает его расположение под верхним антикрылом? Так ведь бипланы с двухэтажным крылом и в самолётостроении были популярны в 20 веке. Этажерка-Ан-2 до сих пор летает.

striverвчера в 15:08

Или вас смущает его расположение под верхним антикрылом? Как работает диффузор? Есть объяснение, но оно в рамках закона Бернулли и эффекта Вентури. Вероятно, что диффузор является ещё одним элементом с функцией антикрыла. Нет, ниже написали. Диффузор — под днищем, и похоже при наличии диффузора роль антикрыла играет сам корпус.

oracle and delphiвчера в 14:33

Диффузор — под днищем, и похоже при наличии диффузора роль антикрыла играет сам корпус.

Andy Увчера в 13:31

Моё утверждение с НОВИЗНОЙ такое:
Под отрывной струёй на крыле самолёта образуется область низкого давления при НИЗКОЙ скорости движения воздуха в ней. Давайте, «рисуите» Ваше предсказание поля скоростей и давлений на произвольной, хоть даже нерегулярной, 2D сетке (хоть треугольниками, хоть квадратами), для какого-нибудь профиля крыла и набегающего потока, публикуйте на github'e, а я проверю выполнение законов сохранения (массы, импульса, энергии) для вашего решения. Традиционная версия по Бернули утверждает, что в этой зоне низкого давления возникает ВЫСОКАЯ Скорость, вплоть до сверхзвуковой.

В очередной раз повторяю: при наличии вязкости, турбулентности, сжимаемости формула Бернулли неприменима вообще, или только приближенно. Это проверяемо!
причём достаточно просто по существующим фотографиям и видео с реальным течением дымов и шелковинок. Кстати, вот вам еще одна альтернативная теория: это от напора воздуха с крыльев срывается металлическая стружка.

striverвчера в 14:12 Кстати, вот вам еще одна альтернативная теория: это от напора воздуха с крыльев срывается металлическая стружка. Интересные комментарии там попадают. Это Жидкий Напылитель Алюминия, ЖНА-746.



DoctorMoriartyвчера в 01:14

>Анализ уже решенного уравнения не обязан вскрывать физическую природу явлений.

Уравнения аэродинамики всё же не какая-то отвлеченная абстракция — они описывают вполне определенную модель. И прежде чем предлагать отказываться даже не от уравнений, а от самой модели — надлежит убедительно показать, чем конкретно не хороша актуальная модель, как она расходится с объективными экспериментальными данными, причём — должным образом полученными данными. В этой публикации ничего этого нет. А есть — просто личное непонимание автором общепринятой модели

(вполне наглядной, кстати, и более того, описывающей *реальный физический процесс* — я выше дал автору несколько ссылок на весьма популярное изложение темы) и попытка ~~натянуть сову на нею~~ притянуть к своему непониманию вместо экспериментов *фоточки* из Интернета. К науке подобное имеет отношение весьма косвенное.

Daddy_Coolвчера в 01:30

Тут нюанс
«И прежде чем предлагать отказываться даже не от уравнений, а от самой модели»

От уравнений НС фиг кто откажется (это можно сделать, но это другие случаи и специфичные). В данном случае рассматривается именно феноменологическая модель, т.е. модель на уровне оценок без строгого расчета.

К науке подобное имеет отношение весьма косвенное. Разумеется. Мы ж не на arxiv.org всё же.

«личное непонимание автором общепринятой модели» — да — ИМХО это тоже имеет педагогический интерес. Авторы должны иметь возможность анализировать, представлять результаты и ошибаться.

Единственно — результаты не должны попадать в широкую печать и в учебники.

Сошлюсь уж на авторитет))).

Человек, как физическое лицо, должен иметь свободу самовыражения и даже будучи умалишенным иметь право свободно выражать свое безумие. (М. Кадаффи, 1976).



DoctorMoriartyвчера в 01:52

>феноменологическая модель

... в рассматриваемом случае как раз вполне экспериментально подтверждена, она, по сути, описывает именно наблюдаемое в экспериментах. Это же макрофеномены, здесь ничего подобного ситуации со, скажем, *интерпретациями* квантовой механики нет и быть не может :-)

>педагогический интерес

Студенческое недопонимание это всё же не уровень учёного непонимания. Студента с такими проблемами обычно отправляют доучиваться, а не выступать на конференции с опровержением базового учебника. **>результаты не должны попадать в широкую печать и в учебники** И тем более — не должны выдаваться за научно-популярную публикацию. Последнее требует большой ответственности и особенных навыков у компетентного специалиста: не просто иметь понимание темы, достаточное для профессиональной деятельности, но и уметь рассказать об этой деятельности неспециалистам или специалистам, но в далёких от выбранной темы областях — это умение доступно далеко не всем.

>Кадаффи

Диктатор, выступающий за свободу слова — если это и не оксюморон, то точно что-то близкое к нему. Или, попросту, лицемерие диктатора. А вообще — ситуативный поиск оптимальных соотношений между естественными правами и приоритетом компетенций, чуть ли не основная рутинная проблема, если мы говорим о жизни социума/сообщества, имеющем в одном из, так сказать, идеологических приоритетов *рациональность*.

Daddy Coolвчера в 02:12

*«феноменологическая модель
... в рассматриваемом случае как раз вполне экспериментально
подтверждена»*

Ну а автору кажется, что нет.)

Студенческое недопонимание это всё же не уровень учёного непонимания. А... я иногда сам обнаруживаю у себя непонимание студенческого уровня. И студенты мне регулярно наносят морально-психологические травмы. А в ВУЗах

студентов увы — мало учат думать. Дают готовые модели со сравнительно куцым анализом. Но это системная проблема. А данном случае — комментарии как раз и являются неким анализом на доступном многим уровне сложности.

Про Кадаффи — неожиданно, да?))) Его «Зеленая книга» лежит в открытом доступе — очень интересное чтение в социально-психологическом аспекте. Я бы сказал там такая... решительная наивность.



DoctorMoriartyвчера в 02:59

>непонимание студентического уровня

Кто без греха, как говорится... Это нормально — когда обучение продолжается, никогда в полной мере не заканчиваясь, это часть процесса развития специалиста. Включающая *перепонимание* того, что некогда отложилось в используемый багаж знаний как факт и/или инструмент, но не было в должной степени осмыслено.

>Дают готовые модели со сравнительно куцым анализом.

При обучении технических специалистов всё же предполагается, что они будут использовать готовые концепции, сообщаемые им фундаментальной наукой, а в своей будущей практической деятельности не будут выходить за рамки полученных компетенций — естественная иерархия. (А то, что в современном отечественном образовании подобный подход стал распространяться и на будущих участников научного процесса — это даже не прискорбно, это натурально — катастрофа.)

>комментарии как раз и являются неким анализом на доступном многим уровне сложности

Да, но способны ли такие комментарии чему-то *научить*, если исключить элемент статистической погрешности? :-)

>неожиданно, да?

(Оффтоп, но...) Не особенно неожиданно — я думаю, что приведенная вами цитата свидетельствует о том, что Каддафи пытался использовать для своей выгоды популярный уже как полстолетия минимум у радикальных либералов постулат о безусловной равноправности любых мнений: с точки зрения наблюдателя, погруженного в бэкграунд западной культуры идеи странного гибрида исламиста с социалистом выглядят всё же весьма дико, а значит, для того, чтобы наблюдатель не стал сразу же враждебен, стоит попробовать параллельно апеллировать к идее ничем не ограниченной свободы. Ну и, если пытаться составлять психологический профиль Каддафи, он явно относился к той категории людей, у которых в мировоззрении могут не критически уживаться совершенно противоречащие друг другу основания. А «Зеленая книга», да, интересный артефакт для кроссдисциплинарных гуманитарных штудий :-)

Daddy Coolвчера в 12:55

Прочитал пару постов автора ниже — пришла в голову идея — взять какую-нибудь раскрученную тему, подобрать по ней несколько фрикфизических теорий и написать такую статью. Или скажем рассмотреть эволюцию каких-нибудь представлений — но с цифрами и выкладками — чтоб было не пара абзацев — а с детальным объяснением как теплород течет туда, флогистон сюда, и т.п... У нас есть внутренняя конференция — и там наряду со всякой традиционной скукотенью (smile) есть секция «Связанные проблемы» — вот там народ отрывается — причем бывают случаи, когда используется нехилая математика для объяснения/иллюстрации явно завиральных идей. Шаровые молнии и темные материи объясняются с полпинка.

rogozвчера в 12:28

Про Кадаффи — неожиданно, да? Ничего неожиданного. Диктаторы любят играть в благородных «защитников», «спасителей», «защитников прогресса», только ты попробуй диктатора покритикуй — сразу и станешь «умалишенным».



BD9вчера в 02:18

Уравнение Бернулли — для стационарного течения несжимаемой идеальной жидкости (то есть без вязкости и теплопроводности). Для реальных задач оно годится только для приблизительных оценок. Желаете физику — решайте уравнения Больцмана. Или можно решать задачу методом прямого численного моделирования — в настоящее это вполне возможно.

iMoninвчера в 11:22

Уравнение Бернулли никак не описывает реакцию (давление) потока на стенку в повороте трубы. А давления там весьма далёкие от тех (как в плюс так и в минус причём в одном и том же сечении, но с разных сторон поворота), что должны быть по уравнению тока...

Andy Uвчера в 11:55

Вы прочитали то, на что отвечаете? Еще раз — вы воюете с ветряными мельницами.

masaвчера в 02:26

iMonin, вы и правда сторонник «теорий» Катющика о всемирном отталкивании и объясняете с её помощью газовую динамику? Я просто ради интереса ввёл ваше имя в поисковике и одна из первых ссылок ведёт на его сайт.

iMoninвчера в 10:56

Не совсем так.
Я сторонник теории статического отталкивания в газах.
Я искренне не верю в непрерывную бомбардировку молекулами газа своей кожи на скоростях 400-500м/с при комнатной температуре.
Так что электростатическое отталкивание между молекулами в ближнем порядке вполне может объяснить все известные явления в газах значительно лучше кинетической теории



DoctorMoriartyвчера в 11:33

>Я искренне не верю в непрерывную бомбардировку молекулами газа своей кожи на скоростях 400-500м/с при комнатной температуре. Ландау, Китайгородский — «Физика для всех», книга 2-я — «Молекулы», глава — «Температура», параграф — «Скорости молекул»: physiclib.ru/books/item/f00/s00/z0000016/st020.shtml

Критически советую прочесть, затем перечитать и перечитать ещё раз. Всю книгу. А лучше — все четыре книги.
Еще — ru.wikipedia.org/wiki/Опыт_Штерна
ru.wikipedia.org/wiki/Опыт_Ламмерта

Daddy Coolвчера в 12:46

Я искренне не верю в непрерывную бомбардировку молекулами газа своей кожи на скоростях 400-500м/с при комнатной температуре.
А чего тут такого страшного?

И как быть с этим:
ru.wikipedia.org/wiki/Потенциал_Леннард-Джонса

 **DoctorMoriarty**вчера в 12:16

А я, господа, видел вчера паровой плуг, который приводился в движение локомотивом. Представьте, господа, локомотивом, да не одним, а двумя! Вижу дым, подхожу ближе, — оказывается, локомотив, а с другой стороны — другой. Скажите, господа, разве это не смешно? Два локомотива, как будто не хватало одного! (...)

Когда весь бензин вышел, автомобиль принужден был остановиться. Это я тоже сам вчера видел. И после этого еще болтают об инерции, господа! Не едет, стоит, с места не трогается! Нет бензина! Ну не смешно ли? (с) Фридрих Краус фон Циллергут, из *научно-популярной* лекции в офицерском собрании

Gourry_aka_pmвчера в 07:07

Для иллюстрации удобно — берем своеобразные машины Бартини (ну и вспоминаем про ЭКИП еще возможно, с похожей компоновкой), а вот Каспийского Монстра, Луня и Орленка (последнего — даже малосерийного) игнорируем.

Экраноплан, который должен быть неуправляем. Но он об этом не знает, поэтому летает Еще один И еще

oracle_and_delphiвчера в 08:23

Вертикальное оперение Экраноплана должно состоять как минимум из двух килей, способных работать как синхронно, так и вразнобой, что зависит от типа выполняемого манёвра. Вертикальное оперение при этом не только осуществляет разворот Экраноплана вокруг его вертикальной оси, но и создаёт горизонтальную силу поперёк направления скорости полёта. Можно пояснить? (желательно с рисунками) Не очень понятно, когда нужно в разнобой, а когда синхронно.

Bedalвчера в 10:55

не ищите смысла — его там нет. Автор ничего не понимает в экранопланах (в частности).

oracle_and_delphiвчера в 11:08

Разнобой выдуман или нет?
Если не выдуман, не поясните, что и как и почему?

Bedalвчера в 15:07

Да ерунда это, насчёт вертикального оперения. Попробую пояснить, причём для предотвращения следующих вопросов начать придётся от, ммм, начала :-)

То, что описал автор как эффект экрана — на самом деле эффект динамической воздушной подушки, когда рост давления под крылом вызван нагнетанием воздуха набегающим потоком и затруднённым его выходом. Экран — другое, его рассматривают для бОльших высот, чем динамическая подушка. И для более плоского крыла, не создающего «запирания» выходящего потока — это подходит только для малых скоростей, на скоростях повыше будут гигантские потери. Так вот, экран — это когда волна повышенного давления, возникающего на передней кромке (и дальше тоже) успевает дойти до поверхности, отразиться от неё и прийти назад к крылу (его, ессно, задней части). Волны давления движутся, конечно, со скоростью звука (а какой же ещё?). Из этого получаем условие возникновения экрана: $2 \cdot H / M \leq h / V$, где H — высота полёта, M — скорость звука, h — длина хорды крыла, V — скорость полёта. На словах: время перемещения волны до поверхности и обратно меньше времени пролёта расстояния, равного хорде крыла. Надеюсь, это понятно. Очевидно, что при низкой скорости полёта волна будет попадать ближе к передней кромке, а, чем выше скорость — тем дальше от передней кромки будет зона дополнительного повышения давления. То же — для высоты полёта: чем ниже летим, тем более кпереду растёт давление, чем выше — тем более кзаду. В результате аэродинамический фокус (точка приложения подъёмной силы) смещается в зависимости от скорости и высоты. Причём только в идеальных

условиях смещается на фиксированное расстояние. В жизни фокус непрерывно «гуляет», и не только вперёд-назад, но и по размаху крыла. Например, полёт по диагонали к крупным волнам будет вызывать изрядные скручивающие колебания. Поэтому для экраноплана расходы на стабилизацию очень велики (посмотрите на размер стабилизатора в схеме Алексеева, к примеру — он огромен). Теперь о поворотах: настоящий самолёт очень удобно кренится внутрь поворота, потому что скорость внешнего крыла выше — и подъёмная сила на нём больше, чем на внутреннем. Всем комфортно. У экраноплана же эффект обратный, он как заправское судно (или автомобиль) кренится наружу поворота. Внешнее крыло быстрее — и эффект экрана на нём резко уменьшается. При этом полёт идёт на малой высоте и крениться нельзя, вообще-то, никак. Потому поворачивают экранопланы блинчиком, плоско — и с огромными радиусами поворота. Очень мала у них маневренность, и это очень плохо, если на пути — крупное судно. Во-первых, высота мала, а «перепрыгивание» за счёт инерции — это заметный рост расхода. Во-вторых, при пролёте над судном волна давления отражается и от него — что приводит к самым экзотическим перемещениям аэродинамического фокуса вплоть до потери управляемости. А облететь судно — нелегко, потому что радиусы поворота очень велики. По этим же причинам летать над сушей, где поверхность неровная — для экраноплана вообще практически самоубийственно. Можно... на предельных потерях, предельной высоте, для демороликов сойдёт — для эксплуатации ну его нафиг. Кроме потерь на стабилизацию и проблем управления, постоянные перемещения точки приложения нагрузки очень много требуют от жёсткости конструкции и её способности переносить знакопеременные нагрузки. Что же касается работы рулей направления «вразнобой», то это может работать только как воздушный тормоз. Зачем это экраноплану — не знаю, сон разума какой-то. Никакой полезной специфики работы вертикальных аэродинамических поверхностей у экранопланов нет. Возможно, автор имел в виду работу V-образного оперения, когда оба руля, повернутые внутрь, работают как руль высоты на кабрирование, а повернутые наружу — как руль высоты на пикирование. При том уровне воздействий по тангажу, какой есть у экранопланов, такая схема управления, мягко говоря, сомнительна.

Вот, где-то так. Несколько сбивчиво, но уж очень много времени уйдёт на изложение всего. Так что лучше, если есть более конкретные вопросы — я постараюсь дать более конкретные ответы.

oracle and delphi сегодня в 09:48

поворачивают экранопланы блинчиком, плоско — и с огромными радиусами поворота

А при помощи управления тягой двигателей повернуть с меньшим радиусом не получится?

iMonin вчера в 11:28 Я привёл в качестве иллюстраций своей мысли Чужие чертежи и картинки.

Это гораздо удобнее, чем рисовать самому, так как подтверждает ход мысли и реальное подтверждение в экспериментах руками «Великих людей прошлого». Что касается вертикального оперения и двух килей, то это прямая аналогия с парусными швертботами, где от дрейфа спасает большой плоский шверт, а рулевое перо помогает шверту, но дополнительно ещё и рулит...

oracle and delphi вчера в 11:33

Можете, пожалуйста, пояснить сначала про швертбот с картинками, а затем и про экраноплан?

iMonin вчера в 11:50

Я на словах сначала. так как картинки могут и запутать. Парусники чаще всего ходят при ветрах не строго в корму, а со значительной составляющей поперёк курса. Ветер вбок создаёт силу поперёк курса, а следовательно вызывает сдвиг всего корабля вбок, то есть тот самый Дрейф. На маленьких парусниках для борьбы с дрейфом вставляют в дно большую плоскую и широкую доску, которую называют ШВЕРТ. лодка со швертом- это ШВЕРТбот. На крейсерских яхтах вместо подвижного шверта изготавливается мощные стационарный киль, у которого практически такое же назначение, что и у шверта для мелких лодок. Эта доска из-за огромного сопротивления в поперечном направлении

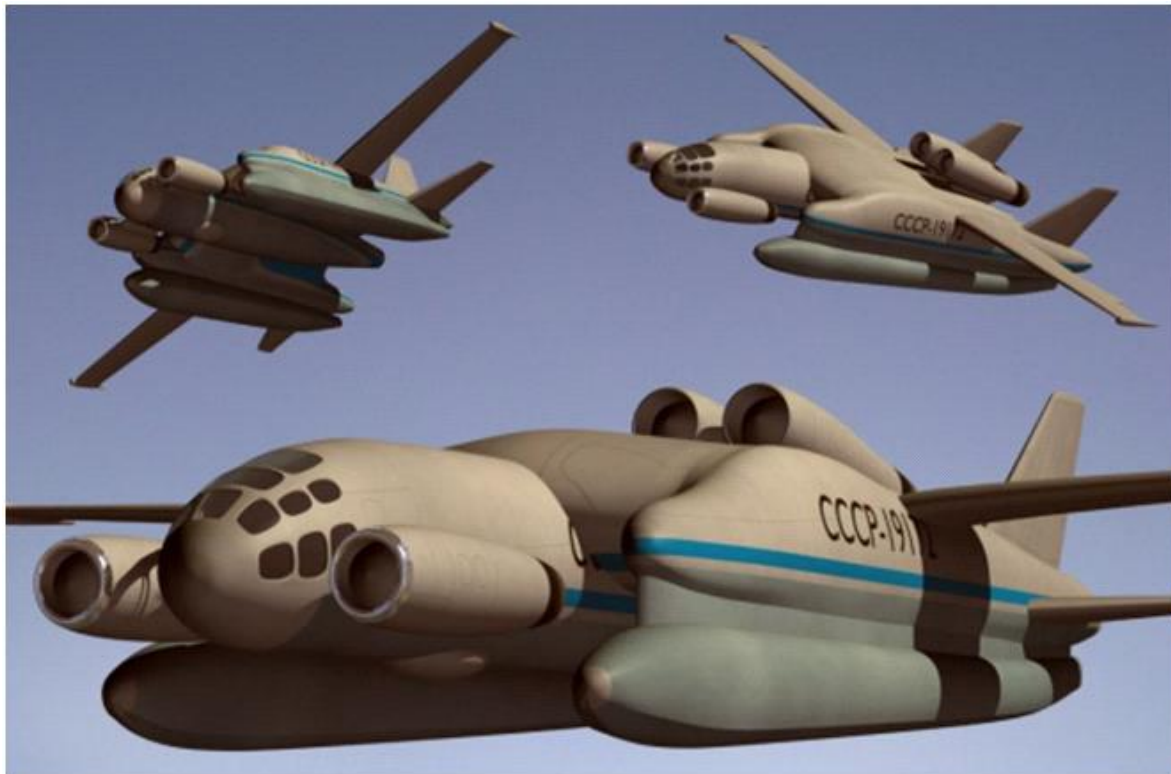
обеспечивает резкое снижение скорости дрейфа даже при сильном боковом ветре.

Ровно такое же действие (как и шверт+рулевое перо на швертботе) должно оказывать двойное (переднее и заднее) вертикальное оперение экраноплана, так как при полёте на экране недопустимо закладывать глубокие виражи с сильным креном.

На самолёте этой проблемы нет, так как развороты можно совершать с большими углами крена, создающими ускорение в горизонтالي в разы большие, чем вес самого самолёта. То есть этот виртуальный «Шверт» самолёт создаёт сам, увеличивая проекцию основного крыла на вертикаль за счёт наклона крыльев самолёта вбок.

oracle and delphiвчера в 12:04

двойное (переднее и заднее) вертикальное оперение экраноплана
Почему не вижу на картинке



переднее вертикальное оперение?

iMoninвчера в 12:11

Просто вы не обратили внимание и не учли Скеги-концевые шайбы на основном широком крыле! А ведь их площадь огромна, хотя и свисает вниз к воде. Нижнее расположение переднего киля-шверта даже выгоднее, так как самокомпенсируют опрокидывающий момент от заднего киля относительно корпуса на циркуляции (в повороте по-карабельном).

iMoninвчера в 12:17

Спасибо за вопрос!
Сам не обратил внимание на наличие Переднего Вертикального Шверта-киля, но только внизу
Поправил в основном тексте...))

oracle and delphiвчера в 12:24

где роль переднего вертикального оперения выполняют скеги-концевые шайбы
Надо бы пояснить, в основном тексте, что это — именно то, что свисает до воды.

iMoninвчера в 12:25

Я так и сделал...))

Sly tom catвчера в 09:34

экраноплан Бериева ВВА-14

— резануло глаз... не Бериева, [а Бартини](#)!!!

oracle and delphiвчера в 09:46

Барона Орос ди Бартини!
Потому что он — самый настоящий итальянский барон, сбежавший от Муссолини.

Bedalвчера в 09:51

вообще-то венгерский барон (хотя да, итальянец). Весьма типичный для своего времени технический авантюрист, в отличие от большинства других

— очень умный. Но, впрочем, это не помогло сделать его идеи технически осмысленными. Практически всё, им заявленное, в дело не пошло. Да и не могло быть иначе с «отрицательным сопротивлением» и другими чудесами. Я хорошо представляю, что личность Бартини необычайно воодушевляет энтузиастов и особенно подростков — сам прошёл через этот этап. Но стоит больше узнать и рассмотреть вопрос с технической стороны... Романтическая была эпоха, эхх...

iMoninвчера в 11:23

Согласен... В голове был Бартини, а написал Бериев...

iMoninвчера в 12:17

Поправил в тексте на Бартини

Besherevвчера в 09:53

Я, конечно, пасту не читал, но сдаётся мне, автору надо бросать физику и заняться чем-то поспокойнее. Посмотрите на крылья последних моделей самолёта, посмотрите на лопасти новых вертолётов, посмотрите на премию в 1млн таллеров США от Боинга за решение уравнения Навье-Стокса. Посмотрите, подумайте и поймете, что про аэродинамику классического крыла специалисты знают всё. Знают, поэтому копают не там.

oracle and delphiвчера в 09:57

А что с лопастями новых вертолётов? «крылья последних моделей самолёта» — это про F-22 и Су-57, или что-то другое?

НЕКОТвчера в 10:01

какая прелесть! Фрики пришли на хабр, а хабровчане про фриков ничего даже не слышали!
Об авторе:

НЕКОТвчера в 10:31

Об авторе [читайте на сайте «ФИЗИК, ХУДОЖНИК ВИКТОР КАТЮЩИК»](#)



[vconst](#)вчера в 12:57

О ужас... Как мне это развидеть? :-/

[Stepan555](#)вчера в 10:12

ВВА-14 это конструкция Р.Л.Бартини, а не Г.М.Бериева. Хотя произведён на ТАНТК, главным конструктором которого был Бериев



[dididididi](#)вчера в 10:19

Помогите дауну, с 9 класса мучаюсь вопросом: Почему крылья делают широкими, а не длинными? Если подъемная сила пропорциональна площади крыла, то технологически проще делать длинные крылья вдоль фюзеляжа?

[Gourry aka pm](#)вчера в 10:47

Там не только от площади, но и от профиля зависит, плюс форма сильно зависит от условий работы и потребных скоростей — от широких с малым удлинением на истребителях с их пофигизмом к расходу и кошмарной тяговооруженности до узеньких планерных с огромным удлинением. То есть там надо поймать баланс между подъемной силой, минимальным расходом горючего на запланированной крейсерской скорости, при том, что этот самолет должен летать с существующих аэродромов и вообще должен быть пригоден для строительства. То есть как пара примеров — наш МС-21 в котором только благодаря композитам удалось добиться запланированного удлинения, в алюминии настолько узкое и длинное крыло построить нереально, или будущий боинг 777X, где из-за длины крыла пришлось делать складные законцовки, чтобы не было проблем с посадкой на аэродромы средних размеров. И все ради экономии топлива в несколько процентов.



[dididididi](#)вчера в 11:21

Вы не поняли глубины тупизны вопроса)))
Я про наоборот, почему бы не строить самолеты с максимально-широкими крыльями с минимальным удлинением? Лобовое сопротивление меньше, технологически проще? Единственная причина — падает подъемная сила?

Но почему? В базовой формуле жуковского есть упом. Есть проблемы с управляемостью, но современными способами они решаются.

Чтоб поток не падал с краев крыла, загнуть их книзу. Крыло максимально тонкое, подъемная сила идет в основном за счет угла атаки, но так как крыло широкое закруглить его можно весьма плавно.

iMoninвчера в 11:33

На ваш вопрос есть ответ в моей статье. Подъемную силу в тонком крыле определяет его кривизна. Очень широкие крылья с постоянной кривизной слишком сильно загнутся вниз, тем самым резко подняв сопротивление полёту и понизив качество крыла

К.

Узкое же крыло при постоянной заданной кривизне позволяет оставаться в приемлимых значениях качества крыла.



dididididiвчера в 14:22

Допустим, мы увеличиваем ширину крыла 10 раз, уменьшаем длину в 10 раз, соответственно увеличиваем радиус изгиба в 10 раз тоже, оставляя площадь крыла

неизменной.

По Вашей формуле $P = q \cdot V^2 \cdot dR/R$ подъемная сила падает в 10 раз при той же площади крыла. Но я допускаю, что раз высота крыла увеличилась в 10 раз тоже, то dR (высота слоя воздуха) тоже увеличится в 10 раз, и тогда подъемная сила сохранится.

oracle and delphiвчера в 11:39

В принципе, несущий фюзеляж и есть такое крыло, и оно — летает! :)



striverвчера в 11:55

Нууу, вот этот аппарат летает

iMoninвчера в 12:20

На высоких числах Маха крылья вообще исчезают, вернее редуцируются до размеров уровня рулевых элементов... На крылатых ДоЗвуковых ракетах отдельные крылья ещё делают по необходимости.

Экспериментальные Самолётики с фото кажется вообще не способны к самостоятельному взлёту, и их сбрасывают с самолёта-носителя уже на большой высоте с большой начальной скоростью

Stepan555вчера в 11:17

Во-первых, крылья делают как раз длинными а не широкими :-). Длина крыла меряется поперёк фюзеляжа, ширина — вдоль :-). Вся проблема в концевых вихрях вызванных перетоком воздуха из зоны повышенного давления(под крылом) в зону разряжения (над крылом). Они приводят к потерям подъёмной силы и увеличению сопротивления. У бесконечно длинного крыла их, понятно, нет. Борются с ними как раз удлинением крыла. Чем оно выше (у планеров, дальних бомбардировщиков, парящих птиц типа орла или буревестника), тем выше аэродинамическое качество. Картинки вихрей смотрите выше в статье. Если сделать крылышки короткими и широкими, то всё давление снизу вытечет вверх и подъёмной

силы не будет :-)
Вкратце так.

BedalВчера в 11:20

Извините, но в применении к крыльям понятия «длина» и «ширина» используют в обратном смысле, так что Ваш вопрос должен бы звучать как «почему используют узкие крылья с большим размахом». Пишу это только для того, чтобы уяснить себе, правильно ли я Вас понял. Если я Вас понял правильно, то вот на пальцах без формул: Подъёмная сила — реактивная, создаётся за счёт отбрасывания воздуха вниз. При этом «от нуля считать легко», придание воздуху вертикальной скорости за счёт поворота потока наиболее эффективно на начальном этапе. Уже несколько повёрнутый поток дальше разгонять вниз — не так эффективно. Выгоднее поймать больше встречного потока (большой размах крыла) и только чуть повернуть его вниз, чем сильно заворачивать относительно узкий поток. Надеюсь, это интуитивно понятно, потому что доказательное объяснение будет очень длинным. Можно дать и другое описание: подъёмная сила создаётся за счёт того, что давление над крылом ниже, чем под ним. На краю крыла это приводит к тому, что воздух перетекает снизу вверх (часто упоминаемый концевой вихрь), а это прямая потеря. Мы старались, создавали давление — а оно утекло вбок! Чтобы не было так обидно, нужно сделать крыло подлиннее, тогда зона, где мы не теряем созданное трудами давление, относительно растёт. Тупая арифметика: пусть на конце крыла мы теряем 1 пользы. Если метр размаха крыла даёт 1 пользы, то пятиметровое крыло в сумме будет иметь 20% потерь, а десятиметровое — уже только 10% (очень грубо округляя). Вот и выгода от узкого крыла с большим размахом. Вообще моделей может быть построено множество. Итог общий: эффективное крыло — длинное и узкое (как у планеров). Такие примитивные модели, конечно, не пригодны для инженерных расчётов, там применяются куда более сложные и правильные модели. Хотя последнее время, с распространением вычислительной аэродинамики (можете почитать, опираясь на аббревиатуру CFD) — модели стали более простыми, даже очень простыми, и в то же время более точными. В реальной жизни эта идея, конечно, не остаётся чистой. Тут и проблема

обеспечения прочности, и даже попадание в размер ангара, и влияние сжимаемости воздуха (около- и сверхзвуковое обтекание), и устойчивости полёта (крыло с малым размахом и большой хордой менее эффективно, зато и не так резко теряет качества на очень больших углах атаки, особенно это заметно на треугольных крыльях). Но, в целом — чем больше удлинение крыла, тем самолёт экономичнее.

iMoninвчера в 11:38

Согласен с вашим разъяснением!!!!.. Прямо даже нечего возразить...)))
Ведь вы прямым текстом заявили про «придание воздуху вертикальной скорости за счёт поворота потока наиболее эффективно на начальном этапе», а ведь именно это всячески стараются НЕ ПРОИЗНОСИТЬ в «общепринятой аэродинамике»...



Bronxвчера в 14:32

В общепринятой аэродинамике стараются не произносить слова «скос потока» и «индуктивное сопротивление»? Вы уверены? А может это Тайное Знание Древних, которое вам не положено знать — вот вы и не слышали?

iMoninвчера в 14:38

Как только вы произнесёте «скос потока», то тут же логично будет посчитать сопротивление крыла и подъёмную силу непосредственно через изменение импульса этого Потока.

А как только вы посчитаете импульс потока, то все эти теоретически «Вихри, Круговые циркуляции скорости, Вихревая пелена » перестанут иметь всякий смысл.

Кстати, «индуктивное сопротивление»- это тоже прямое следствие изменения Импульс потока воздуха при образовании Подъёмной силы крыла...



Bronxвчера в 14:59

Вопрос-то в другом: почему вы решили, что аэродинамики этого всего не знают или стараются не произносить? Ну просто как вы это представляете: люди уже век с лишним строят самолёты, а до сих пор не додумались что

скос потока вызывает изменение импульса, а значит и силу? И что они знают про индуктивное сопротивление, но не в курсе его Истинной Причины?

iMoninвчера в 15:06

Я тоже надеялся, что они в учебниках где-то да напишут про «вертикальный импульс отбрасываемого вниз потока воздуха» или про центростремительное ускорени перпендикулярное вектору скорости на отрывных струях. Но прочитав упомянутые в списке учебники, я обнаружил их поразительную способности ходить рядом, но НЕ произносить этих слов. вот и пришлось писать самому эту статью и открытым текстом заявлять таинственную Фигуру Умолчания.

chaynickвчера в 16:29

Я тоже надеялся, что они в учебниках где-то да напишут про «вертикальный импульс отбрасываемого вниз потока воздуха» или про центростремительное ускорени перпендикулярное вектору скорости на отрывных струях. Были такие личности, искать ЭКИП и Vortex Cell 2050. Что-то давно о них не слышно, неужели не смогли построить? А скос потока это пардон эффект Коанда, он успешно эксплуатируется у чебурашки и паре вертолетов. Угу, замалчивают, конечно.



Bronxсегодня в 06:20

Т.е. про импульс воздуха, отбрасываемого крылом замалчивают, а про импульс воздуха, отбрасываемого лопастями винта (т.е. тем же крылом) — это просто случайно проговариваются?

striverвчера в 11:27

Одно дело, когда никто не знает природу возникновения молнии и создается мифология и боги, а совсем другое — строить технику, основываясь на знаниях современной науки. Да, много чего не знаем, но что знаем то и строим. И не просто строим, а в таком варианте, какие и не снились всего лишь 1 столетие назад.

Andriuha077вчера в 12:23

Наконец-то, браво автору. Тоже считал всегда естественным, изображая преимущественно поперечные вектора сжатия увлекаемой перемещающимся крылом статичной среды, с последующей инерцией и разрежением, простые и достаточные, помнится, на полях школьной тетради ;-)

StrangerInTheKyвчера в 12:53

По 15-летнему опыту в интернете могу сказать: если человек пишет нечто на научную тематику на сайте «общего назначения» (форум, блог, ЖЖ, Хабр и т. д.) и к статье прикладывает полное ФИО и контакты (как правило — адрес и телефон), он 100% фрик, дальше можно не читать. Признак косвенный, но 100% надежный. Не знаю почему, но они всегда так делают.



Bronxвчера в 14:45

Не знаю почему, но они всегда так делают. Ну а вдруг свалится признание, финансирование, предложения работы, а куда и кому их слать — неизвестно. К успеху нужно идти подготовленным.

iMoninвчера в 19:00

Когда Люди выдают свои мысли на обсуждение, не прячась за анонимными никами, то это просто Честная позиция. Их мнение может быть не является Истиной в последней инстанции, но и текущие знания современной «Общепризнаной науки» ещё очень далеки от Истинности.

А вот когда анонимный критик начинает вместо обсуждения конкретного вопроса выносить общие суждения о других людях, то это выглядит просто как Мелкая Подлость от личного творческого бессилия... Кстати, книгу Ацуковского я тоже читал, и мне она показалась весьма интересной, хотя и не бесспорной.

Andy_Uвчера в 15:34

Ответить, не ответил, а телефончик из заголовка убрал...

iMoninвчера в 16:13

Личные данные — это обычная часть Статьи, за которую мне не стыдно. Телефон- это лишнее. Его я убрал. всё необходимо лучше в письменной форме отправлять, потому e-адрес оставил

iMoninвчера в 19:07

Вы уж определитесь: Признак либо Косвенный, либо 100% надёжный. Иначе вас придётся заподозрить в неспособности к выстраиванию логических цепочек. Юристы вам могут в Суде это доходчиво объяснить при случае...)))

Cerberuserвчера в 19:47

А если так — «признак косвенный, но ни разу не подводил»? Фактически смысл тот же, если не придирается к словам, юридически — по идее, уже другой.

iMoninвчера в 19:55

А в чём смысл повешенного вами Ярлыка, под которым нет никакого самостоятельного смысла? Бессмысленный термин- термин без строгого определения -это просто пустой звук.

Или вас самовозвышает право развешивать на людей ваши личные Безосновательные Оценки?

Cerberuserсегодня в 07:26

- 1) Не вижу в своих словах «ярлыка».
- 2) Если Вы спутали меня с первым комментатором в ветке, то да, в его словах есть «термин без строгого определения». Только вот в разговорной речи у достаточно хорошо знающих английский язык людей (и, полагаю, не только у них) понимание этого слова будет достаточно единообразным, чтобы его «строгое определение» требовалось исключительно в юридических целях.

НЕКОТсегодня в 07:22

Almost in a 100% this works! Full names instead of nicknames and photos for avatars are commonly used as well. Plus, Caps for the Most brilliant Ideas! And Exclamations!!!

P.S. And the «official science» could not explain this.
P.P.S. I'm at my new work for the first days, have not setup Russian layout (yet).

ivan01вчера в 14:13

На больших скоростях полёта величина скоростного напора $P_{\text{во}}$ столь велика, что струя отрывается от носового обтекателя и, описав длинную дугу над плоскостью крыла, возвращается обратно к поверхности крыла. В месте возврата оторванной струи на плоскость крыла возникает Удар, а струя скачком меняет направление на касательное к плоскости крыла. При этом под дугой летящей струи от точки отрыва до точки возврата возникает замкнутая полость низкого давления. (см.рис.6). Кто-нибудь может мне объяснить что это за хрень?! О божечки, я такое даже обдумать не могу! Присоединение потока без отрыва? Отрыв от пустоты? Что это?! Это что, смесь картинок сверхзвука с дозвуком? Можно на эксперимент посмотреть? А можно векторы скорости в этой области на передней кромке посмотреть? Высокое давление — отрыв потока от пустоты — присоединение какой-то струи- из-за этого низкое давление, там где было высокое. Это же шизофрения!

iMoninвчера в 18:54

На ваши вопросы есть ответы в статье.
Или вы читать не умеете?..
Там и картинки есть с векторами скоростей и на передней кромке в частности.

ivan01вчера в 14:22

У меня есть теория касательно таких людей, как автор статьи. Они все любят интерпретировать фоточки с чем-то совершенно косвенным, при этом заявляют, что «видят» на них всё, поля скорости, давления, температур, хотя там может быть просто свинка которая пукнула. При этом эта жесткая эмпирика у них сочетается с очевидными для них выводами по результатам мышления.

Я думаю, что эти люди это на самом деле паталогические рационалисты, для них результаты их мышления это истинна и она стоит выше всех других источников информации, а попытки иллюстрирования картиночками это просто попытка примирить их больной рационализм с действительностью. Потому как картинки опровергающие их картину мира они просто... игнорируют.

AlexAV1000вчера в 15:24

— Ну а этот, который пониже, со значком, — кандидат технических наук.

—

Каких?

—

Ммм...

технических!

«Москва слезам не верит» Был он циник, и был он дурак.

«Понедельник начинается в субботу»

Монин Илья Алексеевич, к.т.н., "фрик исследователь из песочницы"

В экспериментальную Аэродинамику за последний век вбуханы огромные деньги на строительство АДТ различных типов и размеров, так же получен огромный объём фактического материала в экспериментах с макетами различных летательных аппаратов и отдельных элементов крыла.

Вызывает удивление тот факт, что в процессе обучения студентов опираются не на материалы реальных Экспериментов, а на сомнительные теории 100 летней давности. И это при том, что сами экспериментальные данные явно противоречат, этим замшелым Теориям.

Даже в таком обобщённом вводном курсе, как «Введение в Аэродинамику» для ФАЛТ Физтеха, качественные объяснительные модели базового понятия «Подъёмной Силы Крыла» не даются, а вытеснены заумным наукообразным жонглированием математическими формулами (которые к тому же не позволяют ничего рассчитать).

В науке наметился тренд к расколу между теорией и практическим инженерным приложением в разработках конкретных изделий. Явные противоречия в Теоретических моделях не афишируются, а наоборот всячески замалчиваются, дабы не поколебать авторитет замшелых и уже покойных старцев из академии наук и не прервать победного шествия их искренних заблуждений по страницам вполне современных учебников и монографий.

Кстати, а как вы относитесь к " Новой Хронологии в Истории" от Фоменко-

Носовского?

Некие Самозванцы в лице Академика РАН математика Фоменко и подельника КФМН Носовского полезли в разгребание «Авгиевых конюшень» современной «общепризнаной Истории»....)))

Медаль

Афтару!

Уважаемый «автор», за такое в приличном обществе, быют в морду. С ~~Модестом Матвеевичем~~ НЛО все старались поддерживать только хорошие отношения, поскольку человек он был могучий, непреклонный и фантастически невежественный.

НЛО, которое пропустило писанину этого фрика на Хабр, должно быть стыдно. Ну нельзя же не читать статью, совсем. Дальше что? Фоменко и Носовский, будут на главной странице, излагать свой псевдоисторический бред? Ах, ну да, можно же только по IT-тематике... Кому не лень, может в этих ваших интернетах, найти другие опусы Монины Ильи Алексеевича, касающиеся «засыпанных городов», «гравитационного отталкивания» и т.п. бреда.

З.Ы. Так выпьем же, за научность, а не наукообразность статей, посылаемых в Хабр!

iMoninвчера в 17:07

Если вы не знакомы с явлением Засыпанных Городов, то в чем повод для насмешек?

Если же вы знакомы с явлением Засыпанных Городов, то может вы поделитесь какой-то своей версией ухода окон первого этажа на несколько метров в грунт?

Таких явлений навалом в Москве, включая недавний раскоп Политхнического музея, где открылись 4-х метровые огромные витринные окна, оказавшиеся целиком под землёй.

striverвчера в 17:23

О, скоро и НЛО с плоской Землей подтянется тема.

iMoninвчера в 19:30

То есть сами вы с темой незнакомы, и возразить по существу вопроса вы ничего не можете?...)))

striverвчера в 20:46

Теорию на практике изучаю. Когда у бабушки уровень огорода вырос за несколько десятков лет. Я уже молчу о том, что когда прокладывали дорогу в 80-х, то она стала на уровне нашего двора, а соседи через дорогу на 2 метра ниже. По любому виноваты рептилоиды, когда 3 века назад взрывали атомные бомбы.

iMoninвчера в 21:14

То есть из всех возможных примеров «Засыпанных Домов» вы выбрали Удобный Вам?

А все остальные многочисленные пример, которые в эту вашу схему не укладываются, вы решили вообще не вспоминать?

striverвчера в 21:16

Вы же выбираете нужные вам примеры, чем я хуже?

iMoninвчера в 21:19

Может вам открыть ветку «Засыпанных Городов»? Там бы я с вами с удовольствием пообщался...)))



grekmiptвчера в 16:14

Воистину, «сон разума рождает чудовищ»... То что вы по лекциям и книжкам не в состоянии разобраться в сути это скорее характеризует вас а не лекции МФТИ. Матчасть это лишь средство для аналитического моделирования а не для понимания физ-сути. Что впрочем верно вообще для любых областей физики. Физ суть это одно, а формулы это другое. Любое явление разбирающийся в нём физик действительно может объяснить на пальцах не привлекая формул (разумеется, такое объяснение при этом будет предельно нестрогим и не общим, и зачастую очень длинным — зато позволит понять основные причинно-следственные связи)... У вас такое дикое смешение «людей и коней» в тексте, что можно прям вот

идти по тексту и непрерывно заниматься ликбезом (т.е. объяснять почему вы неверно всё понимаете почти в каждом очередном абзаце), но делать этого — жаль времени. Поэтому отвечу в стиле «галопом по европам»: Бернули это не что иное как закон сохранения энергии, и разумеется выполнение Бернулли над и под крылом — это следствие образования подъемной силы а не причина. Причина образования подъемной силы — это вопрос очень многоуровневый, зависит от того в каком масштабе его рассматривать. На самом крупном уровне — воздух в конечном итоге отбрасывается вниз (и даже не будь грунта где-то там далеко под самолётом, воздух всё равно будет закручиваться в огромные вихри, потому что есть вязкость). На среднем уровне — возникает циркуляция вокруг крыла, откуда идёт Бернули, всё такое. На микро уровне — над крылом падает давление и плотность среды, под крылом растёт (хотя и не в каждой точке, и не для каждого типа профиля). И всё это вместе взятое возможно только потому что есть ненулевые потери на трение — и ровно потому что без оных потерь не возникает отрыва вихревого жгута (генерируемого в момент ускорения крыла относительно воздуха и остающегося грубо говоря на аэродроме на взлётной полосе), а значит не возникает циркуляции и не возникает разрежения. Разница длины пути вообще ни при чем — что доступно излагают в серьезных курсах по аэродинамике (это популярный школьный миф-заблуждение, но не более того). Воздух действительно ускоряется над крылом (даже если это просто тонкая изогнутая пластинка) и замедляется под ним что прекрасно видно в натуральных экспериментах, и это ускорение над крылом происходит потому что над крылом воздух разрежен а перед крылом — нет. А само разрежение над крылом, на молекулярном уровне, вызвано криволинейным характером движения струи + вязкостью (грубо говоря, слои воздухадвигающиеся по криволинейной траектории своей центробежной силой «отжимают» от крыла сами себя, тем самым понижается их плотность и давление, образующаяся разность давлений как раз и компенсирует центробежную силу потока, что в своё время еще Прандтль писал в качестве наглядной картины происходящего на пальцах, но картину для полноты нужно дополнить специфическим механизмом «поджатия» струи к поверхности который непосредственно связан с вязкостью то бишь трением в среде, имеет свой предел и при слишком большом разрежении скоростного напора+трения в среде уже не хватает на организацию оного поджатия,

происходит срыв потока и всё начинает жить совсем в другом режиме; оный механизм можно на пальцах описать как «сдувание» околоповерхностного воздуха за счет скоростного напора потока отстоящего чуть дальше от поверхности крыла, и передачу своей скорости через вязкое трение слоям поближе к поверхности, что при определенных ограничениях на ситуацию даже имеет отдельное название — эффект Коанда). Всё это замечательно описывается математикой пограничного слоя/Навье-Стоксом вязкой жидкости. Всё замечательно рассчитывается на базе тех же уравнений в Computational Fluid Dynamic методом конечных элементов (во всяком случае до дозвуковых скоростей) и результаты таких расчетов очень хорошо бьются с физическим экспериментом как минимум для дозвука (на сверхзвуке еще не то чтобы хорошо считают но уже сильно лучше чем 30 лет назад), конечно если параметры среды и параметры поверхностей корректно выбраны. Скажем посчитать пропеллеры того же дрона с точностью порядка плюс-минус 10% совершенно не представляет проблем даже для одного сервера на 24 ядра, не говоря уж о кластерах на 500 ядер и более. А уж не верить в то что давление есть результат бомбардировки молекулами воздуха поверхности кожи — ну это даже комментировать как-то смешно. В общем не надо изобретать теории заговора в области в которой не хватает системного мышления для полноценного построения систем причинно-следственных связей, это я как выпускник МФТИ говорю (причем даже не ФАЛТ — просто аэродинамика была интересна и потратил когда-то некоторое время на докапывание до сути).

ivan01вчера в 17:19

Про парадокс Д'Аламбера ещё можно было упомянуть. 10% уже прошлое десятилетие. Всё замечательно рассчитывается на базе тех же уравнений в Computational Fluid Dynamic методом конечных элементов. Методом конечных элементов не замечательно, а вот конечных объёмов — замечательно.



grekmiptвчера в 18:17

Да, пардон, конечных объёмов конечно. 10% — я не зря написал что это на машине с 24 ядрами (за вмняемое время и кол-во расчетных сессий), если во

времени ограничений нет и/или ядер сильно больше, то с точки зрения матмодели и прилично точнее можно. Но тут уже упрёмся в точность задачи параметров (уровень турбулентности набегающего потока, качество подготовки поверхностей крыла/пропеллера, выбор модели шероховатостей, выбор расчетной модели более соответствующей физической картине и т.п. — всё это как правило задаётся/известно с некоторой ошибкой, так что точность расчета в любом случае будет прилично лимитирована ошибкой параметров модели — что конечно никак не означает ошибочность самих расчетов).

Парадокс Даламбера да, штука интересная — но потребует еще бОльших пояснений. Ибо это действительно уникальная ситуация в физике — когда сколь угодно малая но конечная (даже в стотыщмиллионов раз меньше но не нуль) вязкость среды приводит ровно к той же самой подъемной силе профиля, и полному исчезанию оной силы при нулевой вязкости. Так сказать общая логика и дух т.н. «малых возмущений» не работает. Правда, разница всё-таки будет (для обычной вязкости того же воздуха или конечной но супер малой вязкости), но уже не в стационарном режиме, а в динамике. То бишь циркуляция будет устанавливаться такая же, но вот сам процесс её установления (время выхода на стационар), насколько я понимаю, будет занимать соответственно сильно больше времени ибо вязкость по сути задаёт скорость обмена информацией между слоями потока. Но в такие дебри автору поста лучше вообще не лезть, покуда с более простыми вещами не разобрался...

ivan01вчера в 18:28

Ну скорость обмена это скорость звука. А вязкость скорее не скорость, а интенсивность.

iMoninвчера в 19:38

Про моделирование без понимания физ.сути- это вы Шикарно сказали! Вы по жизни так всё и делаете, не понимая как и зачем? Кстати, в своём объяснении вы практически цитируете мою статью, а именно:

«А само разрежение над крылом, на молекулярном уровне, вызвано

криволинейным характером движения струи + вязкостью (грубо говоря, слои воздухадвигающиеся по криволинейной траектории своей центробежной силой «отжимают» от крыла сами себя, тем самым понижается их плотность и давление, образующаяся разность давлений как раз и компенсирует центробежную силу потока»

Я в своей статье писал именно про такой механизм образования разряжения на выпуклой поверхности крыла (повышенного давления на вогнутой). То есть как Разобравшийся в Аэродинамике физтеховец вы подтвердили верность моей статьи. Вот только причём тут Бернули, если разнознаковые давления создаются при постоянных скоростях Искривлённых потоков, но на разных сторонах изогнутой тонкой пластины крыла???

Cerberuserвчера в 19:50

Вы по жизни так всё и делаете, не понимая как и зачем? То есть, пользуясь аналогией, — любому программисту, даже тому, кто веб-сайты анимирует, нужно уметь читать машинные коды?

iMoninвчера в 20:04

У вас аналогия неверна- это вообще проблема всех аналогий. Бездумно можно выполнять чужой проект в железе, если умеешь это железо собирать.

А вот рисовать проект без понимания сути работы- это уже преступление. Либо вы работаете «бездумным рисовалой» под чутким руководством Специалиста, который и отвечает за содержание Проекта.

Cerberuserвчера в 20:21

Окей — любому архитектору программного обеспечения, сузим круг, без проблем. Всё равно: любому, кто проектирует программу, составляет алгоритм и структуру, нужно уметь прочесть получившуюся программу в машинных кодах, верно?

iMoninвчера в 20:54

А причём тут машинный код, если мы обсуждаем поведение потоков воздуха при огибании крыла? Переходите сразу к сути! Не надо заходить из далека...)))

Cerberuserсегодня в 06:19

Суть очень простая. По Вашим словам получается, что тем, кто рассчитывает поведение крыла, обязательно нужно знать структуру потоков воздуха, даже если из этой структуры уже были выведены конкретные формулы с конкретными границами применимости, удобные в практике, только из-за того, что эти формулы не имеют прямой физической реализации. Я утверждаю, что при переносе такой логики на программистов получилось бы, что они обязаны знать машинный код любой спроектированной ими системы, даже если в основе этой системы лежит другая, спроектированная и оптимизированная до них.

Happy Foreverвчера в 20:56

Позвольте спросить — зачем вы многие слова пишете с большой буквы? Я почитал вашу статью и все комментарии к ней — сначала подумал, что это какая-то шутильная аналогия на юридические документы (где присутствуют, например, Стороны, Договоры, Арендополучатель, Даритель и т.д.), но потом обратил внимание, что определение и введение новых терминов и понятий предварительно не происходит, да и считать комментарии юридическим документом, мягко говоря, не совсем корректно...



grekmiptвчера в 21:07

В случае узкой задачи, моделировать совершенно спокойно можно не особо вникая в физические процессы. Собственно скажем для расчета аэродинамического профиля ваще нафиг не нужно понимать аэродинамику на скольнибудь глубоком уровне — берешь да считаешь. и получаешь то что хорошо согласуется с экспериментом. Ага. И такое моделирование вполне даст отличный результат если полностью пренебречь изменением плотности среды над и под крылом (что вообще-то говоря и есть причина создания подъемной силы). По той простой причине что в рамках расчета по Бернулли,

учет изменения плотности среды даст лишь мааахонькую добавку (пока мы далеки от сверхзвука). И поэтому совершенно нефизическая модель (постоянная плотность среды чего конечно нет на практике) даст вполне корректный результат. Поэтому на некоторых форумах в сети люди ломают множество копий на тему «а падает ли на самом деле плотность среды над крылом». Одни говорят что падает ибо как иначе, а другие — о мол считаем при условии постоянной плотности и всё отлично совпадает. Правы и те и другие. Ага.

Вы описываете лишь часть механизма образования разрежения, вторую часть (причину, вынуждающую поток таки заворачивать вдоль кривизны профиля, а не течь тупо по своей траектории отрываясь от профиля, что собственно и происходит при превышении критического угла атаки) вы совсем упустили из виду. Это во первых. В огромном кол-ве мест вы пишете откровенную, простите, фигню (насчет влияния земли, находящейся на расстоянии 10км от лайнера, на образование больших вихрей, и тому подобное) — потому что не разобрались как и какие вихревые системы возникают, существуют, и гаснут при процессе разгона, полёта, и торможения крыла. Это во вторых. Вы совсем не осознали какую принципиально важную роль во всём этом играет вязкость и погранслои — это в третьих. Так что, простите, но я определенно не подтверждаю верность вашей статьи. В примерно 80-90% того что в ней описано вы ляпаете ошибку за ошибкой, и совершенно не представляете себе общей картины в целостности. А роль криволинейного характера движения как одной из составляющих вызывающих разряжение — так это еще Прандтль писал с сотню лет назад, тут нового у вас ничего нет. Бернули тут при том, что когда над крылом зона пониженного давления а перед крылом — зона повышенного (либо нормального — смотря как далеко вперед/вверх смотреть), то что будет происходить с потоком? Он будет ускоряться. Из зоны повышенного давления в зону пониженного. Что и происходит над крылом. И ровно по тем же причинам под крылом поток как правило тормозится (переход из области обычного давления в область повышенного давления). В результате воздух отбрасывается вниз и немного вперёд.

ReaderReaderвчера в 20:36

Закключение является просто классикой жанра на тему фричества. Сразу же вспомнился список «Признаки чокнутой теории» math.ucr.edu/home/baez/crackpot.html

Вызывает удивление тот факт, что в процессе обучения студентов опираются не на материалы реальных Экспериментов, а на сомнительные теории 100 летней давности. И это при том, что сами экспериментальные данные явно противоречат, этим замшелым Теориям. Из списка признаков чокнутой теорий «10 points for arguing that while a current well-established theory predicts phenomena correctly, it doesn't explain „why“ they occur, or fails to provide a „mechanism“.» Даже в таком обобщённом вводном курсе, как «Введение в Аэродинамику» для ФАЛТ Физтеха, качественные объяснительные модели базового понятия «Подъёмной Силы Крыла» не даются, а вытеснены заумным наукообразным жонглированием математическими формулами (которые к тому же не позволяют ничего рассчитать). Из списка признаков чокнутых теорий 10 points for pointing out that you have gone to school, as if this were evidence of sanity. Явные противоречия в Теоретических моделях не афишируются, а наоборот всячески замалчиваются, дабы не поколебать авторитет замшелых и уже покойных старцев из академии наук Из списка признаков чокнутых теорий «20 points for each use of the phrase „hidebound reactionary“.» «40 points for claiming that the „scientific establishment“ is engaged in a „conspiracy“ to prevent your work from gaining its well-deserved fame, or suchlike.»

iMoninвчера в 21:00

Ну, а вы, РидерРидер, по поведению типичный Троль. Сами заткнётесь, или пункт соответствия поведению типичного Троля вам привести?

Cerberuserсегодня в 06:22

Вот только не надо ещё и по-украински внезапно начинать, пожалуйста, а, а то точно срача не избежим >

БК – Нежелание современных ученых использовать в своих моделях инерционные силы и ведут к непониманию и дискуссиям. Подъемная сила образуется в результате действия молекул газов воздушного потока, которые могут действовать только потому, что обладая массой, обладают инерционностью т.е. сохраняют прямолинейное равномерное движение.

При взаимодействии со лбом крыла, молекулы воздушного потока устремляются вверх, тем самым создавая разрежение над верхней плоскостью крыла и вниз, разрежения внизу нет поскольку линия крыла здесь прямая, а при закруглении задней кромки крыла вниз, будет создаваться нагнетание давления, что при изменении траектории движения молекул воздуха вниз, создается давление от инерционных сил движения нижнего потока молекул воздуха. Два потока на лбу крыла -вверх и вниз, инерционные силы уравниваются, если лоб симметричен, если верхний менее скошен, то нижний создает подъемную силу больше и поток воздуха за самолетом уходит вниз, обеспечивая полет крыла вверх или горизонтально, потоки от двух крыльев далее закручиваются вниз в стороны и далее вверх и назад к крылу(в плоскости перпендикулярной оси самолета), т.к. ещё создается разрежения от всасывания воздуха самолетными двигателями. Горизонтальное сопротивление воздуха (по оси самолета) компенсируется тягой движителя крыла. По поводу г-на Бернулли (Верно говорящего).Большая скорость потока не сама по себе вызывает подъемную силу, а результате уменьшения других направлений движения молекул воздушного потока и/или разрежения потока. Моделирование в газодинамической трубе явлений обтеканий условно одинаково. Самолетное крыло летит в неподвижно потоке (условно), а модельное в двигающемся обладающей своим вектором и модулем скоростью не равным нулю, в отличии от стоячей среды при движении самолета (условно).В зависимости от силы взаимодействия потока, он может быть не прерывным или отрываться от крыла. Поскольку непротиворечивых инерционных моделей нет (кроме БК-модели),то стараются проводить объяснение с помощью математических методов формул для затемнения сущности непонимания и авторитетов. Введение же опорного поля и роя управляемых подвижных объектов, позволяют рассматривать варианты летательных аппаратов

непосредственно взаимодействующих с опорным полем ,а не через среду (воздушную). Возможность информационного считывания объектов, передача их информационных контейнеров со скоростью, определяемой параметрами опорного поля (большей чем электро -магнитная составляющая), делают менее нужным механическое перемещение Пример Выше показывает ,как неразумно раскрывать информацию неподготовленным к дискуссии людям. 6.02.2018.