

Введение

Данная брошюра написана по просьбе профессора, доктора технических наук, почетного работника высшего образования РФ, заслуженного изобретателя РСФСР – Ю.М. Ермакова с целью публикации ее в журнале "Техника молодежи", а также по просьбе журнала "Катера и яхты" с той же целью, что и журнал "Техника молодежи".

Дважды довелось выступить на семинаре ТГУ. Первое выступление в ТГУ имело цель - помочь придать математическое "лицо" для эффекта машущего крыла, которое мне довелось обнаружить в 1984 году и доказать на модели. Данный эффект проявлял себя в трех случаях, а это значит что каждому эффекту необходимо иметь и свою математическую формулу.

После первого выступления на семинаре ТГУ, для разрешения данного вопроса, мне определили профессора Бубенчикова Алексея Михайловича. Профессор, ознакомившись с результатами моих исследований более подробно, рекомендовал мне поступить, как поступил И. Ньютон в своих исследованиях, т е вывести формулы эмпирическим путем для всех трех случаев. За основу формулы для всех трех случаев я взял формулу профильного сопротивления Н Е Жуковского, к которым добавил свои коэффициенты.

На втором семинаре ТГУ, под руководством профессора Бубенчикова А М. , мы обсудили содержание данных формул, после чего я получил от профессора рецензию для публикации данного материала как в научных журналах, так и в научно-популярных журналах, то было и сделано, Специфика изложения данного текста больше рассчитана на научных работников, чем на рядового читателя, поэтому, по просьбе редакции журналов "Техника молодежи" и "Катера и яхта", мне пришлось написать данную брошюру более простым и доходчивым языком, исключив из нее математические формулы и поместить их в конце брошюры отдельно

Первая часть брошюры состоит из рисунков с объяснениями к ним в виде поясняющих текстов. Вторая часть брошюры - это текстовый материал, где изложен путь поиска данного эффекта. Здесь же я рассматриваю проявление данного эффекта через его составляющие т е через толщину пограничного слоя, как в закрытых системах, так и в открытых системах, а также через изменяющую проекцию крыла с его аналогом - диском с изменяемым его диаметром. Далее данный эффект рассматривается через "угол перестройки потока" и через "скорость перестройки потока" (линий тока) и случаи, при которых данный эффект проявляет себя максимально при данной комбинации крыла.

В данной брошюре введены такие понятия как "кинетическая масса" потока, условное положение края "кинетической массы" потока и поступающая масса потока и т.д. Материал данной брошюры в доходчивой форме позволяет читателю узнать о проявлении данного эффекта в трех случаях. А это в свою очередь, позволит узнать аэродинамику крыла насекомых, птиц; какие из трех случаев используют они для своего полета/

Хочу предостеречь желающих построить махолеты для полета человека по типу птичьего, что учеными доказано, - человеку не суждено произвести полет по типу птицы, т к существуют два ограничения: первое-

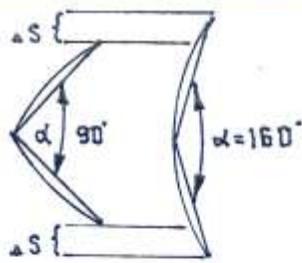


Автор с водной моделью – 1984 год

известно, что с увеличением длины крыла на каждый метр его длины, силы инерции в нем возрастают в квадрате, а второе - прочность крыла в его основании при этом должна возрастать в кубе. Поэтому, в условиях нашей стандартной атмосферы, птицы по условиям прочности своих костей, могут полететь с весом не более 28 кг, пример тому - страус.

И в заключение, хочу пожелать тем читателям моей брошюры, которые изъявляют желание продолжить мои исследования в области машущего крыла, успехов в исследованиях и в поиске способов и схем крыла, которое поднимет человека в просторы пятого океана.

С уважением к Вам - Костиков Л. Я.



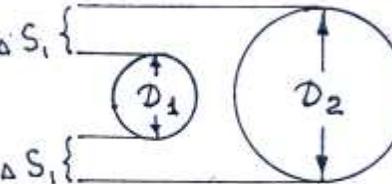
$$\left. \begin{aligned} D_{90} &= 410 \text{ мм} \\ D_{160} &= 580 \text{ мм} \end{aligned} \right\} \Delta S = 48,15\% \cdot D_{160}$$

$$+\Delta Q = 33,3\% \cdot Q_1$$

$$\Gamma_{AE}: -Q_1 = D_{160}$$

РАЗНИЦА ВОГНУТОСТИ
 $-\sqrt{\rho} = 11,11 \text{ м/с} \cdot \alpha$

Фиг. 1.



$$\left. \begin{aligned} D_1 &= 191 \text{ мм} \\ D_2 &= 262 \text{ мм} \end{aligned} \right\} \Delta S_1 = 50\% \cdot D_2$$

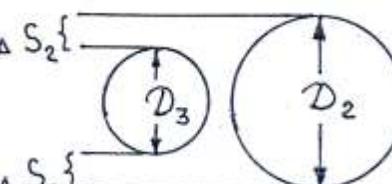
$$+\Delta Q_{\text{ср}1} = 27,6\% \cdot Q_{1\text{ср}}$$

$$\Gamma_{AE}: -Q_{1\text{ср}} = D_{2\text{ср}}$$

$$-\Delta D_1 = 71 \text{ мм}$$

Диск - плоский.
Фиг. 2.

- В $\Delta Q_{\text{ср}}$ - использованы данные „КРИВЫХ“ лент № 10, 11, 12 ($V_{\text{пот}} = 6,6 \text{ м/с}$), от 17.5.84г.



$$\left. \begin{aligned} D_3 &= 227 \text{ мм} \\ D_2 &= 262 \text{ мм} \end{aligned} \right\} \Delta S_2 = 28,57\% \cdot D_2$$

$$+\Delta Q_{\text{ср}2} = 30,7\% \cdot Q_{1\text{ср}}$$

$$\Gamma_{AE}: -Q_{1\text{ср}} = D_{2\text{ср}}$$

$$-\Delta D_2 = 35 \text{ мм} \left(\frac{1}{2} \Delta D_1 \right)$$

Диск - плоский
Фиг. 3.

- РАЗНОСТЬ $+\Delta Q_{\text{ср}} = (+\Delta Q_{\text{ср}2}) - (+\Delta Q_{\text{ср}1}) = (+3,1\%) =$
 $= (+10\% \cdot \Delta Q_{\text{ср}2})$

В $\Delta Q_{\text{ср}}$ - использованы данные „КРИВЫХ“ лент № 14 ($V_{\text{пот}} = 6,6 \text{ м/с}$) и № 17 ($V_{\text{пот}} = 6,0 \text{ м/с}$) от 17.5.84г.

Мною разработано и продумано, в продувочном устройстве, крыло нового типа со значительно обнадёживающими показателями и с уменьшенными «вредными» инерционными силами для одноместных (двухместных) летательных аппаратов с аэродинамическими характеристиками вертолёт и самолёт.

Данное предложение адресовано для фирм с авиационным профилем (отечественных и зарубежных).

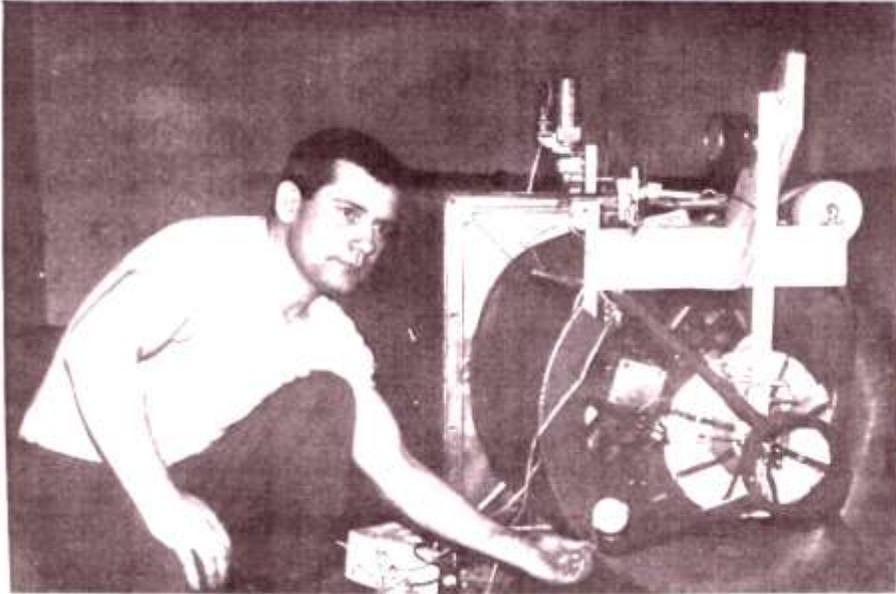
Телефон автора (3822) 42-36-65

КОСТИКОВ Л. Я.

**НЕКОТОРЫЕ МЫСЛИ И РАССУЖДЕНИЯ О ФИЗИЧЕСКОЙ
СУЩНОСТИ МАШУЩЕГО КРЫЛА, ОСНОВАННЫЕ НА
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЯХ И НАБЛЮДЕНИЯХ**

(с дополнением 2)

ТОМСК 2012



Автор у продувочного устройства – 1983 г.



Водная модель – 1984 г. (вид с боку)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

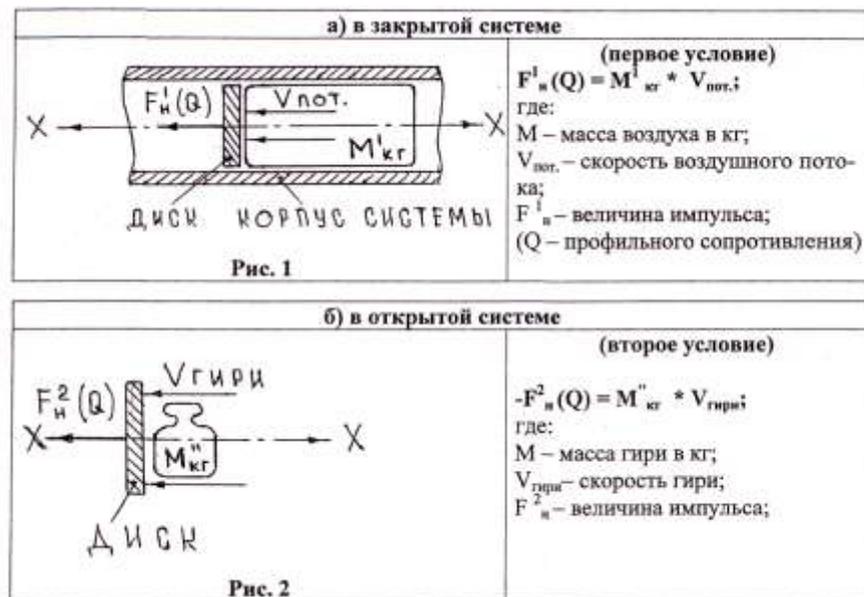
1. Виноградов И. Н. - "Аэродинамика птиц-парителей" Москва, ДОСААФ, 1951 г.
2. Киселев В. (МАИ) - "Машущий полет - механическая реальность". Москва, журнал "Изобретатель и рационализатор" № 10 за 1982 год.
3. Кашибадзе В. В. - "Аэродинамическое сопротивление горных выработок" Москва, "Недра", 1983 г.
4. Казневский В. П. - "Аэродинамика в природе и технике". Москва, "Просвещение", 1985 г.
5. Шевляков Ю. А. и др - "Динамика парашютных систем". Киев, Одесса, "Виша школа", 1985 г.
6. Белоцерковский С. М. и др. - "Исследования парашютов и дельтапланов на ЭВМ". Москва, "Машиностроение", 1987 г.
7. Авторское свидетельство СССР № 1623917 с приоритетом "Гребная установка плавсредства" от 20 июня 1988 г.
8. Козлов В. В. (Новосибирский государственный университет) - "Физические процессы в потоках". "Соровский образовательный журнал" (физика) № 4, 1997 г.
9. Козлов В. В. (Новосибирский государственный университет) - "Физика структуры потоков, отрыв потока". "Соровский образовательный журнал" (физика) № 4, 1998 г.
10. Бродский А. К. (Санкт - Петербургский государственный университет) - "Как насекомые создают силы необходимые для полета". "Соровский образовательный журнал" (биология) № 4, 1998 г.

Автор выражает искреннюю благодарность профессору А. М. Буненчикову за обсуждение результатов исследований 1983 - 84 гг., доктору технических наук Логинову В. С. за рецензию в 2005 г, Пешехонову Б. А. и Филипповой Ю. Л. за оформление и помощь в создании "Брошюры - 2012".

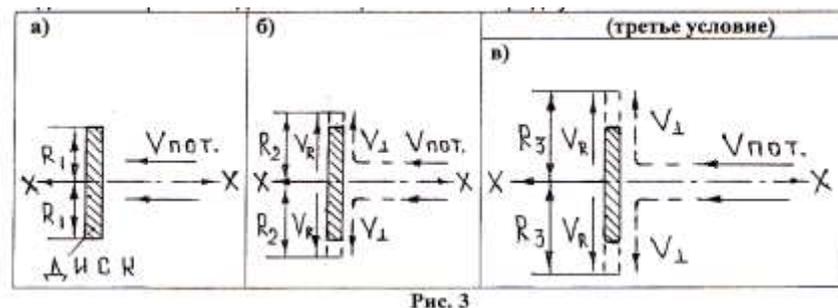
10 апреля 2012 года.

Вначале рассмотрим схемы эффекта машущего крыла в понятии импульса (F_n) условно приравненного к величине профильного сопротивления (Q), применительно для плоского диска и машущего краля.

Проявление величины импульса (F_n) без возможности перетекания воздушного потока за кромку (миделевое сечение) диска

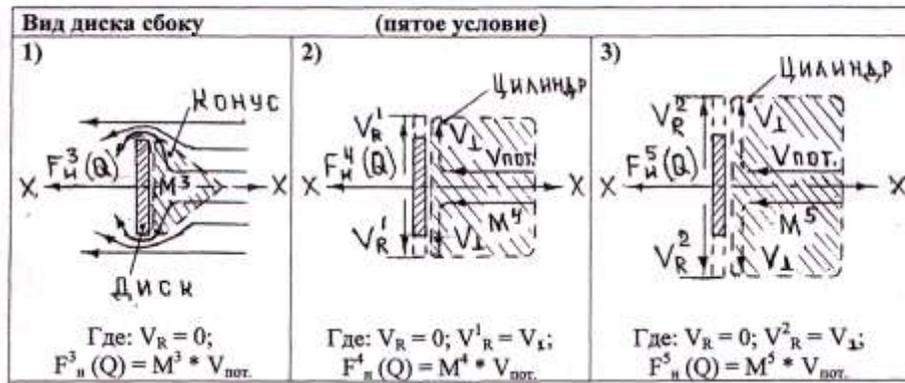
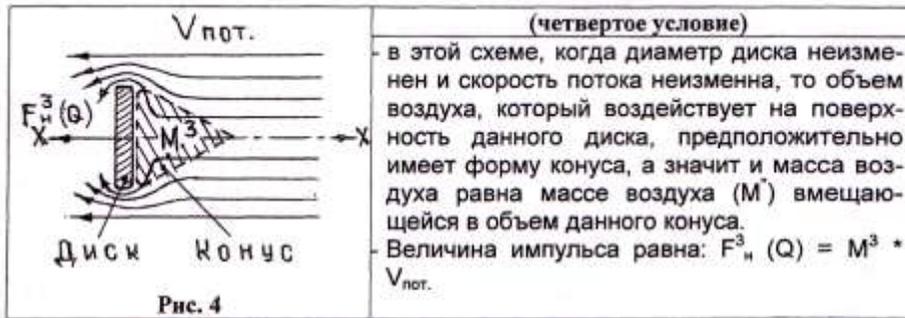


Подобное наблюдается при набегании воздушного потока (M), на поверхность диска, со скоростью потока ($V_{пот}$). При условии, что диск постоянно увеличивает свой радиус со скоростью равной скорости потока движущегося вдоль поверхности диска в направлении его радиуса.



Где: - диск в радиальном направлении увеличивается постоянно со скоростью V_R и равной скорости потока V_1 , движущегося перпендикулярно основному потоку $V_{пот}$;

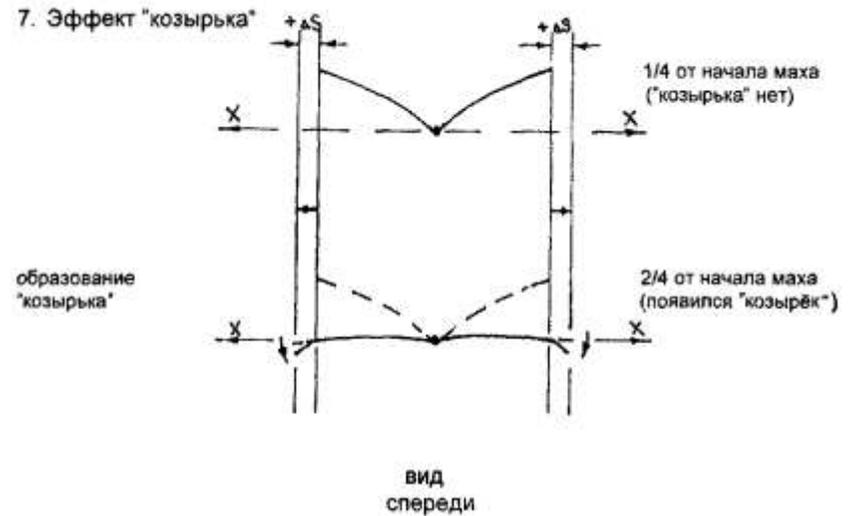
- радиус диска постоянно увеличивается от R_1 до R_3 .



В этой схеме, где $V_R \neq 0$, диаметр диска изменялся (радиус V_R) со скоростью равной скорости потока V_1 . Скорость потока ($V_{пот.}$) не изменяется. В такой комбинации масса воздуха, которая воздействует на поверхность данного диска, предположительно имеет форму цилиндра, а значит и масса воздуха сохраняет форму цилиндра для массы (M^4 и M^5) вмещающие соответствующие объемы воздуха. Где: $M^3 < M^4 < M^5$; $F_n^3 < F_n^4 < F_n^5$; V_R^1 – начало, а V_R^2 – конец изменения радиуса диска.

Известно, что при одинаковой площади основания цилиндра и конуса, при их одинаковой высоте, содержание массы воздуха в цилиндре больше, чем в объеме конуса. Из этого следует, что величина импульса будет больше там, где была больше масса воздуха, при этом увеличение диаметра диска должно происходить без остановки, т.к. при любой его остановке воздушный поток мгновенно перестраивается из формы цилиндра в форму конуса, где массы воздуха вмещается меньше, а значит с уменьшением массы и мгновенно уменьшится величина импульса соответственно.

Примечание: «мгновенно» – это значит со скоростью равной скорости слияния двух водяных шариков минимальных размеров.



$$\Delta Q \approx (+15\% Q_1).$$

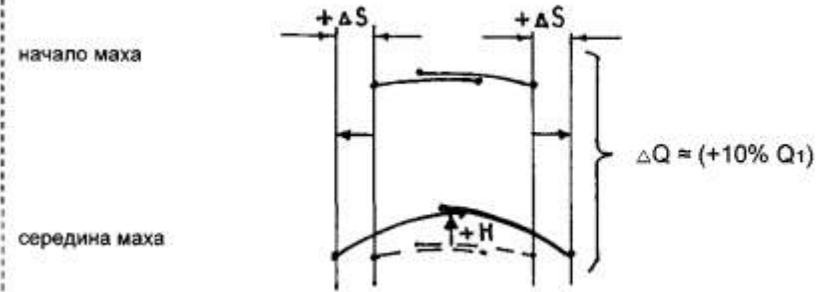
Итого, за один полный мах крыла бабочка может увеличить (Q_1) на суммарную величину ($\sum \Delta Q$), т.е.:

$$\sum \Delta Q = (+26\% Q_1) + (+23\% Q_1) - (-3\% Q_1) + [(+10\% Q_1) \text{ либо!}]$$

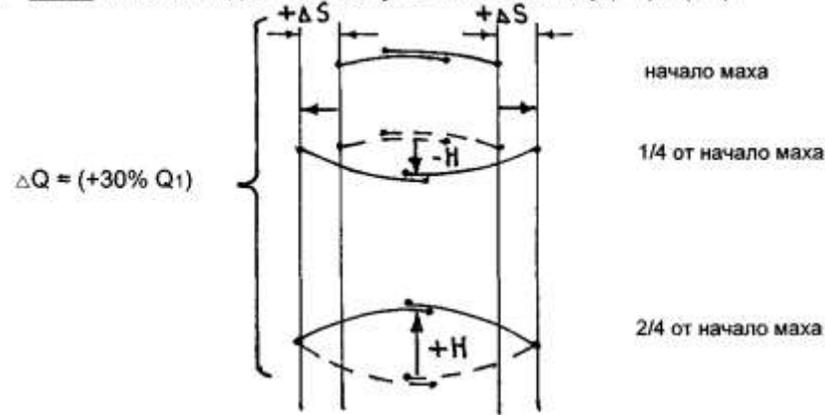
$$(+30\% Q_1)] + (+10\% Q_1) + (+15\% Q_1);$$

$$\sum \Delta Q \approx \text{от } (87\% Q_1) \text{ либо! до } (107\% Q_1), \text{ где } \Delta Q = Q_2 - Q_1.$$

4. Изменение вогнутости на величину (+H) к середине маха.



5. Либо! изменения двойной вогнутости на величину (-H) и (+H).



6. Эффект "щели"

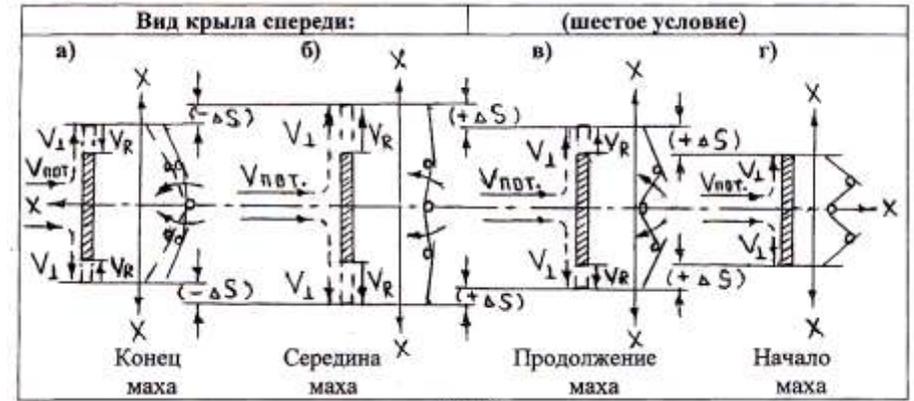
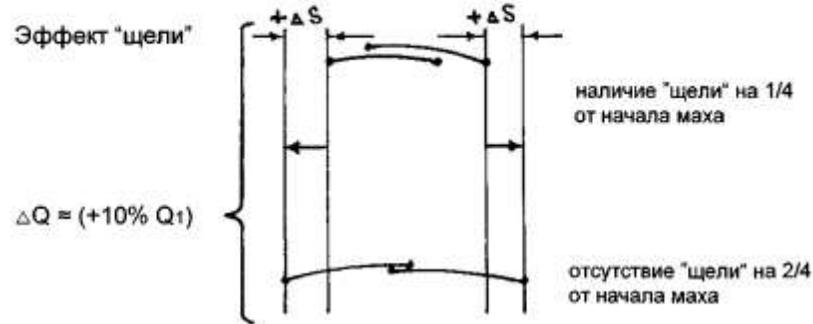
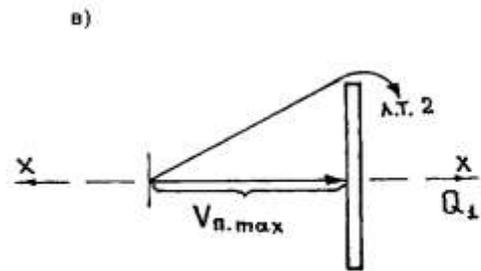


Рис. 6

В этой схеме, чтобы смоделировать работу крыла подобно диску, с постоянно изменяемым его радиусом (V_R), необходимо крыло сделать из двух секций, шарнирно соединенных между собой, которое при махе будет постоянно увеличивать проекцию своей длины на $(+\Delta S)$, подобно радиусу диска (V_R).

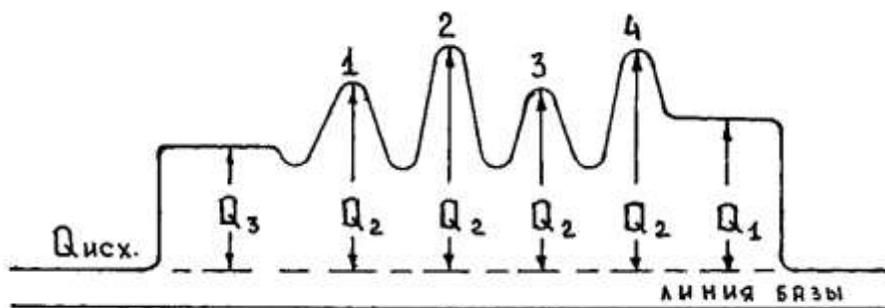


А чтобы две секции крыла максимально раскрылись при приближении крыла к оси ($X' - X'$), необходимо между этими двумя секциями, с внутренней стороны крыла, установить пружину растяжения (Pr_1) с жесткостью обеспечивающей полное раскрытие секций крыла, на установленных режимах маха, при приближении крыла к оси ($X' - X'$). См. фиг. 15, 17 в конце данной брошюры.



Фиг. 17

На Фиг. 17 а), б), в) изображен диск с максимальным диаметром (D_{max}). На Фиг. 17 а) изображен вектор набегающего потока с минимальным значением скорости ($V_{пот. min}$). Створки, установленные на входе продувочного устройства, максимально закрыты. Показана траектория линий тока (ЛТ1) при ($V_{пот. min}$), а так же величина профильного сопротивления (Q_3) диска, см. Фиг. 18.



Фиг. 18

На Фиг. 17 б) показано изменение скорости потока от минимального значения ($V_{пот./min}$) до максимального ($V_{пот./max}$) за период времени от открытия створок (Δt откр. ств.), причём, к моменту достижения максимального значения скорости ($V_{пот./max}$), траектория линии тока (ЛТ1) смещается до траектории тока (ЛТ2) за счёт увеличения значения своего модуля и модуля скорости потока до ($V_{пот./max}$), где линию перехода, идущую от линии тока (ЛТ1) до (ЛТ2), обозначим вектором (R_v), который по оси $X - X$ раскладывается на вектор ($+\Delta V_x$) и прибавляется к максимальному значению вектора скорости ($V_{пот./max}$), образуя тем самым результирующую скорость [$V_{res. (+\Delta V)}$] по величине больше величины максимальной скорости

а) Рассмотрим распределение линий тока в потоке с его постоянной скоростью (V_1):



Рис. 9

- M_1 – "кинетическая масса" потока V_1 ;
- Q_1 – профильное сопротивление для скорости потока V_1 ;
- $A_1, B_1, B_1, Г_1, Д_1, E_1$ – расположение линий тока в потоке при скорости V_1 ;
- I – условное положение края "кинетической массы" потока до начала его перестройки.

б) Рассмотрим распределение линий тока в потоке на период увеличения скорости потока от (V_1) до (V_2), т.е. на величину (ΔV):



Рис. 10

- M_2 – "кинетическая масса" потока на момент изменения потока на ΔV ;
- Q_2 – профильное сопротивление, полученное на момент изменения потока в пределах ΔV , где $Q_1 < Q_2$; (Рис. 9, 10).
- $A_2, B_2, B_2, Г_2, Д_2, E_2$ – расположение линий тока в потоке на период увеличения его скорости на ΔV ;
- $(-\alpha)$ – угол перестройки линий тока в потоке на период изменения его скорости.
- граница II – условное положение края "кинетической массы" потока в конце перестройки данного потока на период изменения его скорости на ΔV .

Причиной увеличения профильного сопротивления (Q_2) диска в период увеличения скорости потока на (ΔV) объясняется тем, что линии тока B_1, B_1 и $Г_1, Д_1$ (Рис. 9) перестроились на линию тока B_2, B_2 и $Г_2, Д_2$ (Рис. 10), образовав векторный угол α со знаком минус ($-\alpha$). В результате такой перестройки, с углом ($-\alpha$), происходит, как бы, искусственное уплотнение потока в зоне перестройки его линий тока до значения (M_2), что влетает за собой, как бы, увеличение "кинетической массы" потока от (M_1) до (M_2), при этом ($M_1 < M_2$). Подробная схема изображена на Рис. 11.

в) Рассмотрим распределение линий тока в потоке после прекращения увеличения скорости до (V_2) при дальнейшем движении его с постоянной скоростью (V_2)

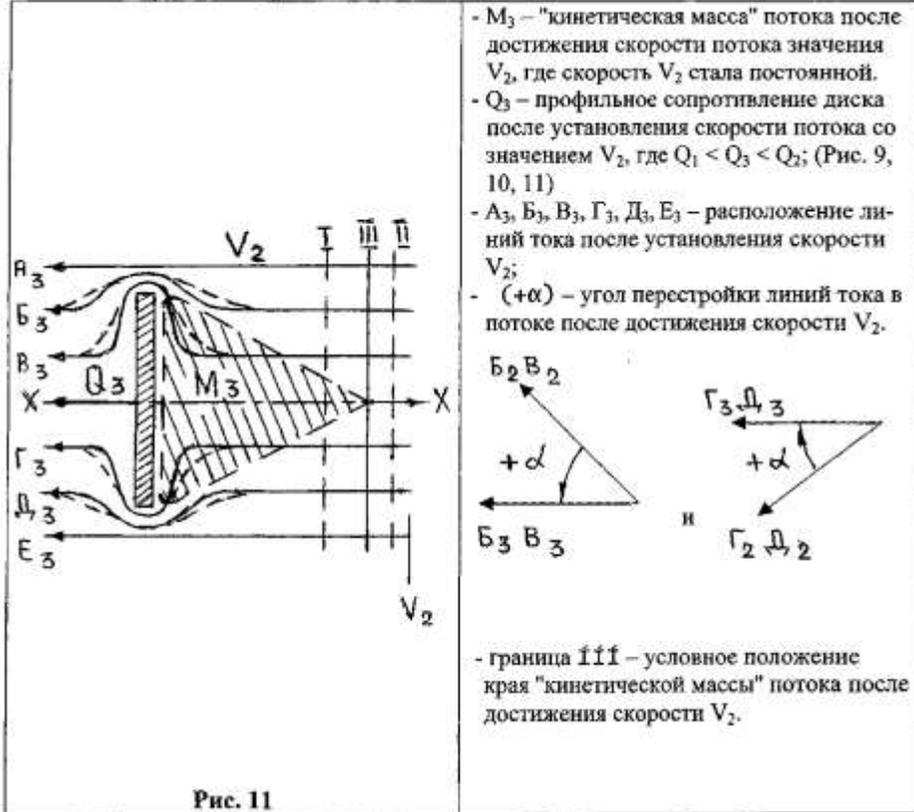


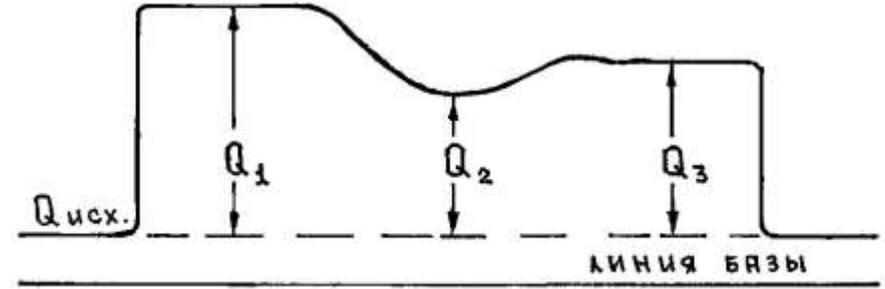
Рис. 11

(девятое условие - эффект "унитаза")

Здесь рассматривается стандартная схема унитаза со сливным бачком старой схемы, т.е. где унитаз имеет горизонтальную площадку, а сливной бачок поднят на длину сливной трубы над унитазом на высоту 1 м 38 см.

Эффект "унитаза" проявляется при непрерывном сливе воды из бочка в короткий период перестройки потока воды в сливной трубе, в момент, когда наступает начало уменьшения массы потока воды, выходящей из нижней части сливной трубы, т.е. из верхнего сливного отверстия унитаза с поступлением ее на его горизонтальную площадку.

Рассмотрим линии тока в потоке, при начале уменьшения данной "кинетической массы" потока на горизонтальной площадке унитаза при натекании ее на "препятствие" (Здесь мы данное "препятствие" заменим для простоты диском с видом сбоку), см. Рис 12.

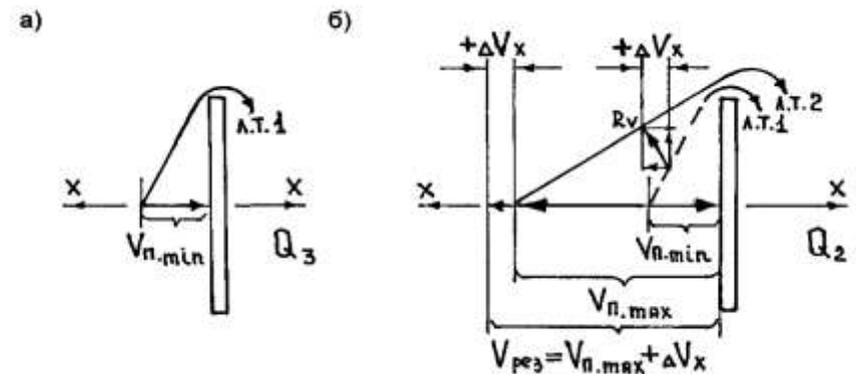


Фиг. 16

На Фиг. 15 б) изображен диск на конец периода изменения площади диска ($-\Delta S$) от максимального диаметра (D_{max}) до минимального (D_{min}) за период Δt , при этом профильное сопротивление диска равно (Q_2), см. Фиг. 16. Линия тока (ЛТ2) при этом так же перемещается вместе с внешним краем диска на траекторию линии тока (ЛТ1). Линию перехода линии тока от (ЛТ2) до (ЛТ1) обозначим вектором (R_v), который по оси $X - X$ раскладывается на вектор ($-\Delta V_x$) и отнимается от вектора скорости ($V_{пот.}$), образуя уменьшенную скорость потока до $V_{рез}$ ($-\Delta S$) = $V_{пот.} + (-\Delta V_x)$, а вместе с ней уменьшается и профильное сопротивление диска от (Q_1) до (Q_2), см. Фиг. 16.

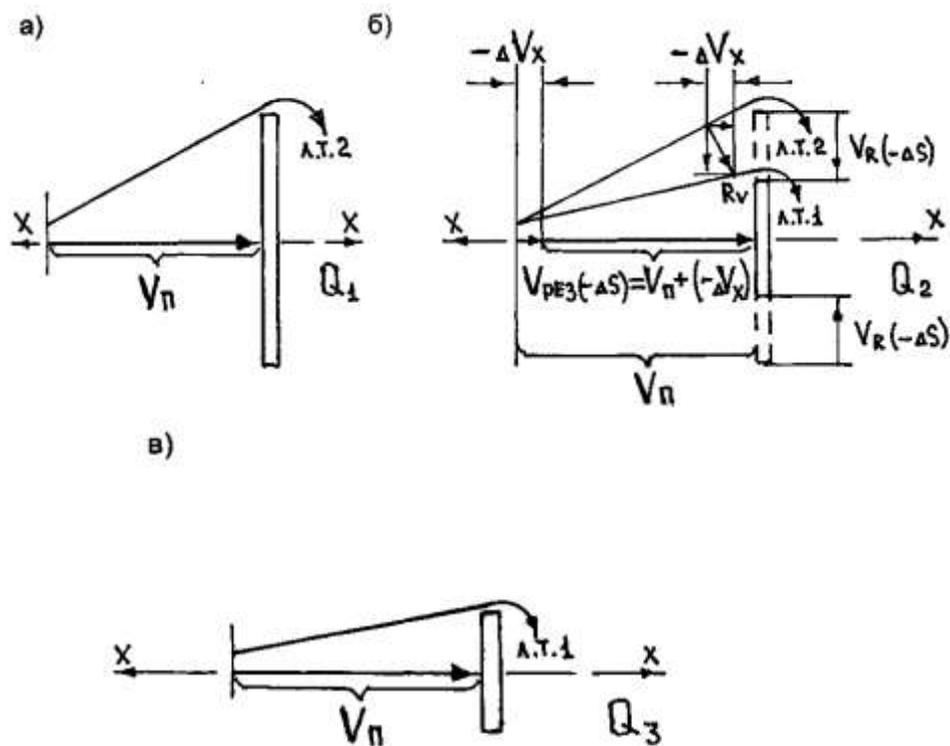
На Фиг. 15 в) изображен диск на период после изменения площади диска ($-\Delta S$), т.е. диск имеет минимальный диаметр (D_{min}) и так же изображена траектория линий тока (ЛТ1), профильное сопротивление диска при этом увеличивается с (Q_2) до (Q_3), см. Фиг. 16.

Третий случай изображен на Фиг. 17 а), б), в).



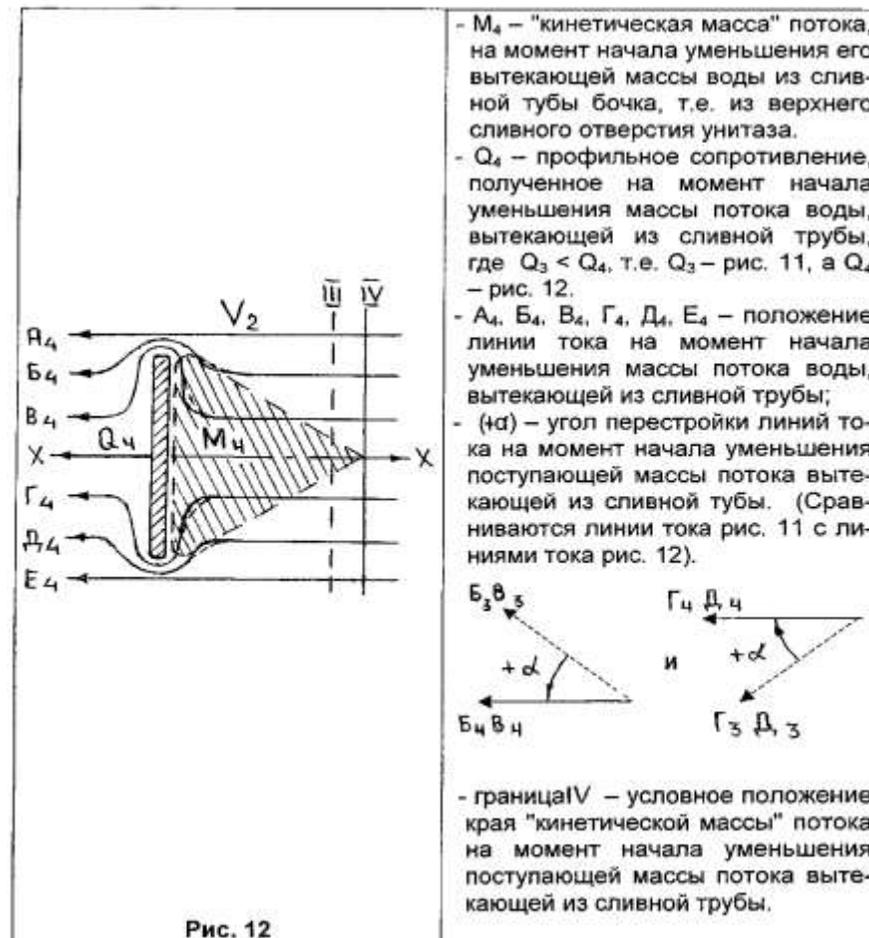
траекторию линии тока (ЛТ2). Линию перехода линии тока от (ЛТ-1) до (ЛТ2) обозначим вектором (R_v), который по оси $X - X$ раскладывается на вектор ($+\Delta V_x$) и прибавляется к вектору скорости ($V_{\text{пот.}}$), образуя увеличенную скорость потока до $V_{\text{рез.}}$ ($+\Delta S$) = $V_{\text{пот.}} + (+\Delta V_x)$, а вместе с ней увеличивается и профильное сопротивление диска от (Q_3) до (Q_2), см. Фиг. 14. На Фиг. 13 в) изображен диск на период после изменения площади диска ($+\Delta S$), т.е. диск имеет максимальный диаметр (D_{max}) также изображена траектория линии тока (ЛТ2), при этом профильное сопротивление диска уменьшается с (Q_2) до (Q_1), см. Фиг. 14.

Второй случай изображен на Фиг. 15 а), б), в).



Фиг. 15

На Фиг. 15 а) изображен диск с максимальным диаметром (D_{max}) и изображена траектория линии тока (ЛТ2), профильное сопротивление диска при этом равно (Q_1), см. Фиг. 16.



- M_4 – "кинетическая масса" потока, на момент начала уменьшения его вытекающей массы воды из сливной трубы бочка, т.е. из верхнего сливного отверстия унитаза.
- Q_4 – профильное сопротивление, полученное на момент начала уменьшения массы потока воды, вытекающей из сливной трубы, где $Q_3 < Q_4$, т.е. Q_3 – рис. 11, а Q_4 – рис. 12.
- $A_4, B_4, B_4, Г_4, Д_4, E_4$ – положение линии тока на момент начала уменьшения массы потока воды, вытекающей из сливной трубы;
- ($+\alpha$) – угол перестройки линий тока на момент начала уменьшения поступающей массы потока вытекающей из сливной трубы. (Сравниваются линии тока рис. 11 с линиями тока рис. 12).
- граница V – условное положение края "кинетической массы" потока на момент начала уменьшения поступающей массы потока вытекающей из сливной трубы.

Причина увеличения "кинетической массы" потока, через угол α с минусом, более подробно рассмотрена при сравнении рисунков 9 и 10, но здесь образование угла перестройки ($-\alpha$) происходит не за счет уплотнения потока, в зоне перестройки линий тока, как это показано на Рис. 10, а за счет того, что линии тока перестроились, как бы, со схемы б) Рис. 8 на схему а) Рис. 8, седьмого условия, образовав тем самым угол ($+\alpha$).

Примечание: предполагается, что здесь уплотнение потока на данной стадии его перестройки происходит лишь за счет разворота **линий тока в сторону оси $X - X$, на угол ($+\alpha$)**

Аналогия толщины пограничного слоя (ΔS) в трех случаях (с шариком, диском и крылом) и его влияние на величину профильного сопротивления (Q) каждого случая

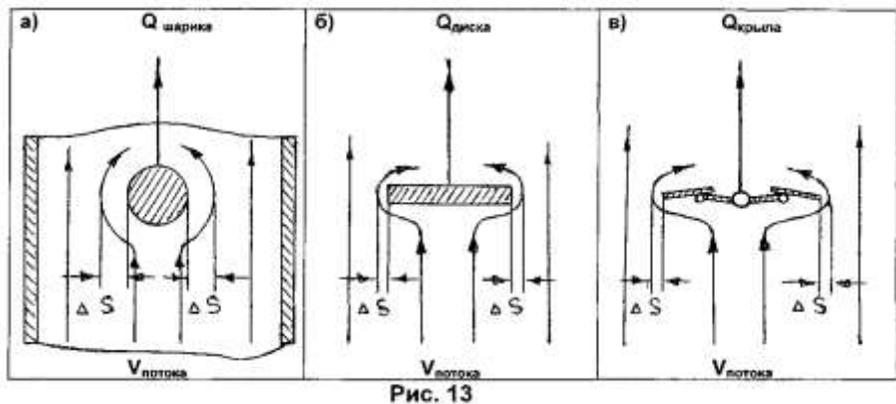


Рис. 13

При проведении опыта с падающим шариком в закрытой системе, в водной среде, обнаружилась зависимость, т.е. обратно пропорциональная зависимость между толщиной пограничного слоя (ΔS) по линии миделевого сечения: шарика а), диска б) или крыла в) и величиной их профильного сопротивления (Q) данных фигур на Рис. 13. Пример: чем тоньше пограничный слой (ΔS) у шарика (в закрытой системе) - Фиг. а), у диска - Фиг. б), крыла - Фиг. в), тем больше значение имеет профильное сопротивление (Q) шарика, а значит и диска, и крыла соответственно.

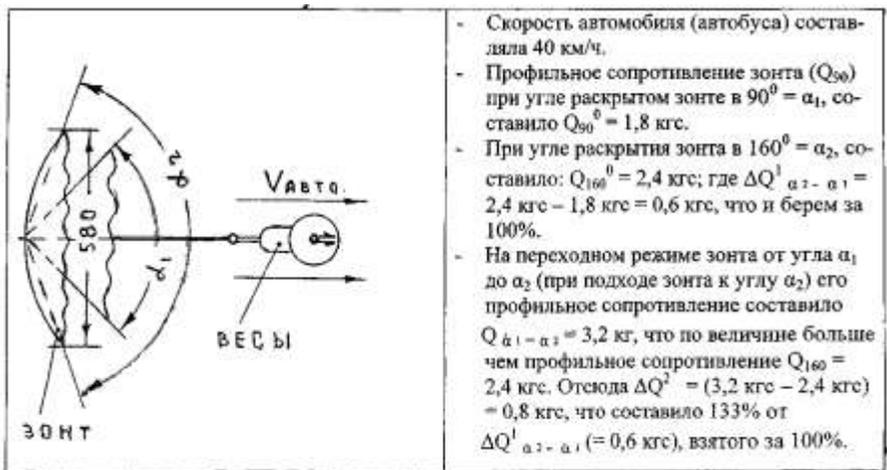


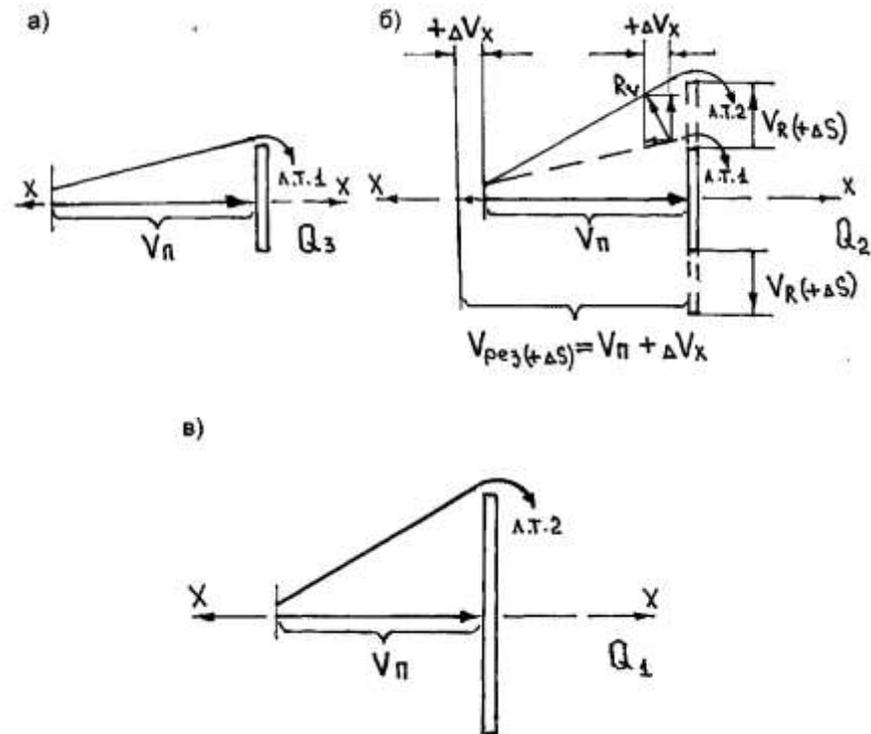
Рис. 14

- Скорость автомобиля (автобуса) составляла 40 км/ч.
- Профильное сопротивление зонта (Q_{90}) при угле раскрытом зонте в $90^\circ = \alpha_1$, составило $Q_{90}^0 = 1,8$ кгс.
- При угле раскрытия зонта в $160^\circ = \alpha_2$, составило: $Q_{160}^0 = 2,4$ кгс; где $\Delta Q^1_{\alpha_2 - \alpha_1} = 2,4$ кгс - $1,8$ кгс = $0,6$ кгс, что и берем за 100%.
- На переходном режиме зонта от угла α_1 до α_2 (при подходе зонта к углу α_2) его профильное сопротивление составило $Q_{\alpha_1 - \alpha_2} = 3,2$ кгс, что по величине больше чем профильное сопротивление $Q_{160}^0 = 2,4$ кгс. Отсюда $\Delta Q^2 = (3,2$ кгс - $2,4$ кгс) = $0,8$ кгс, что составило 133% от $\Delta Q^1_{\alpha_2 - \alpha_1}$ (= $0,6$ кгс), взятого за 100%.

На рис. 14 изображено:

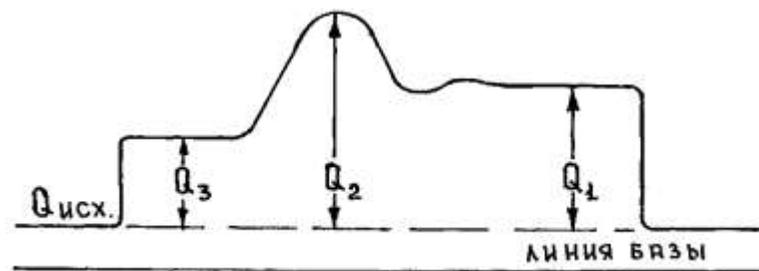
- зонт от дождя;
- весы типа "ВМБЦ-20" с дополнительной стрелкой, фиксирующей кратковременное максимальное отклонение основной стрелки весов.

10



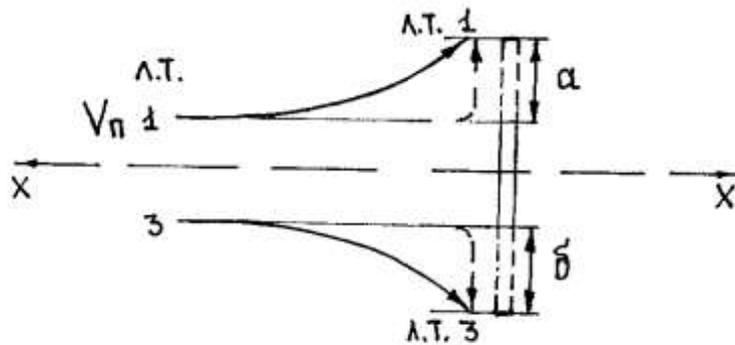
Фиг. 13

На Фиг. 13 а) изображен диск с минимальным диаметром (D_{\min}) и изображена траектория линии тока (ЛТ1), при этом профильное сопротивление диска равно (Q_3), см. Фиг. 14.



Фиг. 14

На Фиг. 13 б) изображен диск на конец периода изменения площади диска ($+\Delta S$) от минимального диаметра до максимального за период Δt , при этом профильное сопротивление диска равно (Q_2), см. Фиг. 14. Линия тока (ЛТ1) при этом так же перемещается вместе с внешним краем диска на



Фиг. 12

момент завершения периода Δt , где профильное сопротивление приравнивается к профильному сопротивлению диска (пластины), изображённого на Фиг. 10 и будет исходить из математической последовательности:

1. $m = \rho S (V_{пот} / \Delta t)$, где m - масса воздуха, находящаяся со стороны набегающего потока в период времени Δt .

2. По второму закону Ньютона: $F_x \Delta t = m \Delta V$,
где $\Delta V = V_{пот}$.

3. $F_x = m (\Delta V / \Delta t) = m V_{пот} / \Delta t = \rho S V_{пот} (V_{пот} \Delta t / \Delta t) = \rho S V_{пот}^2$,
где $F_x = Q_x$, отсюда "истинное" Q_x , к концу

периода Δt , будет равно $\rho S V_{пот}^2$ где поправочный

коэффициент C_x отсутствует.

Но как только радиус диска начнёт замедлять свою скорость $V_R (+\Delta S)$ и уменьшит её ниже скорости проекции линии тока $V_{пот}$. (ЛТ1, 2, 3, 4), то данные линии тока тут же устремятся по траектории, огибающей периферийный край диска, см. Фиг.9, а величина профильного сопротивления (Q_x) будет определяться формулой:

$$Q_x = C_x S (\rho V / 2)$$

где поправочный

коэффициент C_x присутствует.

Далее рассмотрим три случая способствующих появлению эффектов диска при наличии ($V_{пот}$).

[Первый случай](#) изображен на Фиг. 13 а), б), в).

Аналогия схем проявления эффекта машущего крыла при взаимодействии скорости набегающего потока с препятствием в виде плоского диска и машущего крыла

Изменение проекции диска и крыла

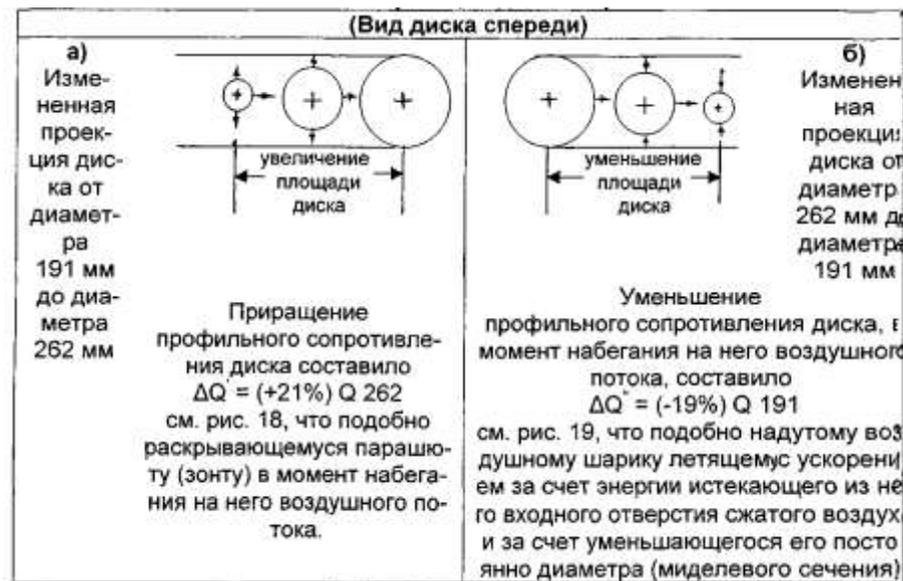


Рис. 15

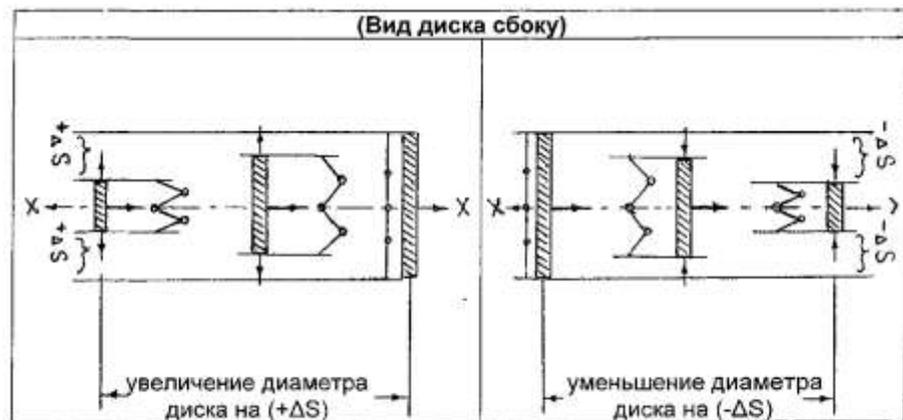


Рис. 16

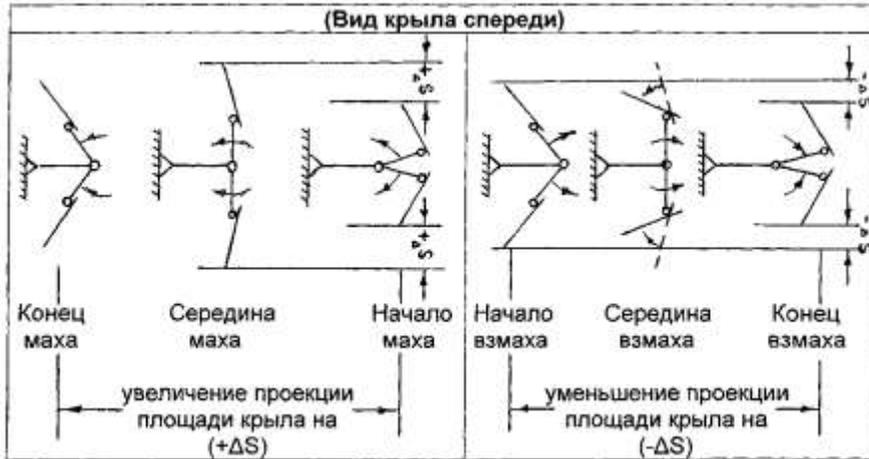


Рис. 17

Как известно, в природе аэродинамики тел существуют три вида сопротивления: аэродинамического - трение, см. Фиг. 7; аэродинамического - давление, см. Фиг. 8; аэродинамического - формы тела, см. Фиг. 9.

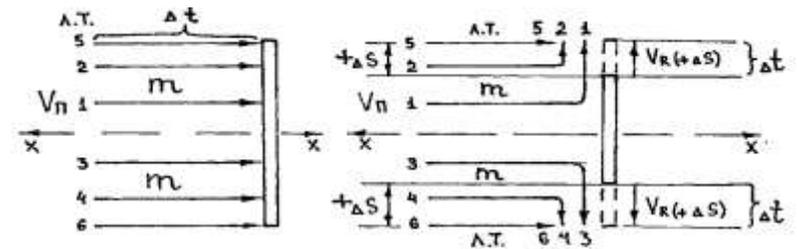


Фиг. 7

Фиг. 8

Фиг. 9

Рассмотрим, как пример, аэродинамическое сопротивление формы тела, см. Фиг. 9. Известно, что аэродинамики - практики не могут придумать способ, который позволил бы им измерить профильное сопротивление плоского диска (пластины) с одновременным торможением всех частиц набегающего на поверхность диска (S) воздушного потока (SV пот) за период времени (Δt) и без возможности их перетекания через периферийный край диска, см. Фиг. 10, где масса воздушного потока ($m_{пот}$), воздействующая на поверхность диска (пластины) будет равна: $(m_{пот}) = S V_{пот} \cdot \Delta t$ (кг). Для данного случая наиболее оптимальным способом торможения всех частиц набегающего на поверхность диска (S) воздушного потока является диск с изменяемой площадью (+ ΔS), см. Фиг. 11, где скорость изменения площади диска представлена через скорость изменения радиуса диска и обозначена как [$V_R (+\Delta S)$], причём, скорость [$V_R (+\Delta S)$] должна быть равна или больше скорости п р о е к т и и л и н и и т о к а ($V_{пот.1,3, \dots}$), спроектированной на б о к о в у ю поверхность диска, см. а) б) Фиг. 12. На Фиг. 11 показано положение линий тока (ЛТ1, 2, 3, 4, $x_1 - x_6$) в

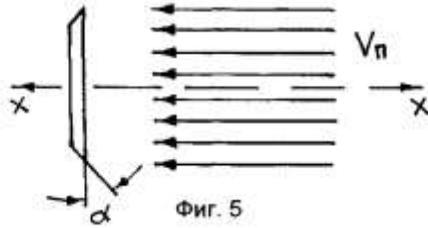


Фиг. 10

Фиг. 11

фильное сопротивление модели (крыла птицы) без движения "волны" и при скорости потока ($V_{\text{пот.}}$) равной 27 км/час.

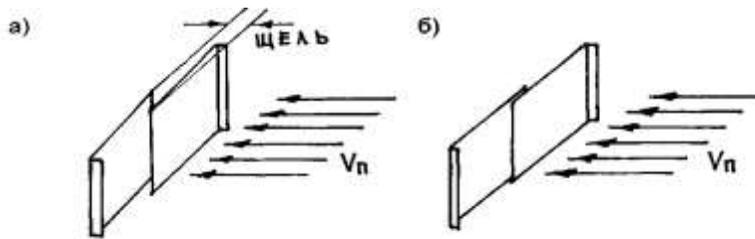
При продувке в продувочном устройстве модели в виде диска с загнутыми краями ("козырька") на угол α равным $35^\circ - 40^\circ$, против набегающего потока, см. Фиг. 5,



Фиг. 5

положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") при этом составил: $[+25\% Q_1 \text{ (коз)}]$, где Q_1 - профильное сопротивление диска того же диаметра, но без "козырька".

При продувке в продувочном устройстве модели с закрывающейся принудительно щелью со скоростью набегающего потока ($V_{\text{пот}}$) равной 27 км/час, см. Фиг. 6 а) и б),



Фиг. 6

положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск"), к концу полного закрытия щели, см. б) Фиг.6, составил: $[+20\% Q_1 \text{ (щ)}]$, где Q_1 - профильное сопротивление после полного закрытия щели.

Результаты всех исследований на моделях можно представить в виде суммы всех эффектов ($\pm\Delta Q$), т.е. "всплесков" и "провалов":

$$Q_{\text{общ.}} = Q_1 + \{ [+33,3\% Q_1 \text{ (з)}] + [+27,6\% Q_1 \text{ (+}\Delta s\text{)}] - [- 8\% Q_1 \text{ (-}\Delta S\text{)}] +$$

$$+ [(25,5\% - 32,0\%) Q_1 \text{ (+}\Delta V\text{)}] + [+ 20\% Q_1 \text{ (+н)}] + [+60\% Q_1 \text{ (+н)}] +$$

$$+ [(+5,0\% - 13\%) Q_1 \text{ (вол)}] + [+25\% Q_1 \text{ (коз)}] + [+20\% Q_1 \text{ (щ)}] \}$$

Изменение профильного сопротивления (Q) от изменения диаметра диска (D) в сторону его увеличения от 191 мм до 262 мм (при постоянной скорости потока $V_{\text{пот.}}$, т.е. не равной 0 м/с)

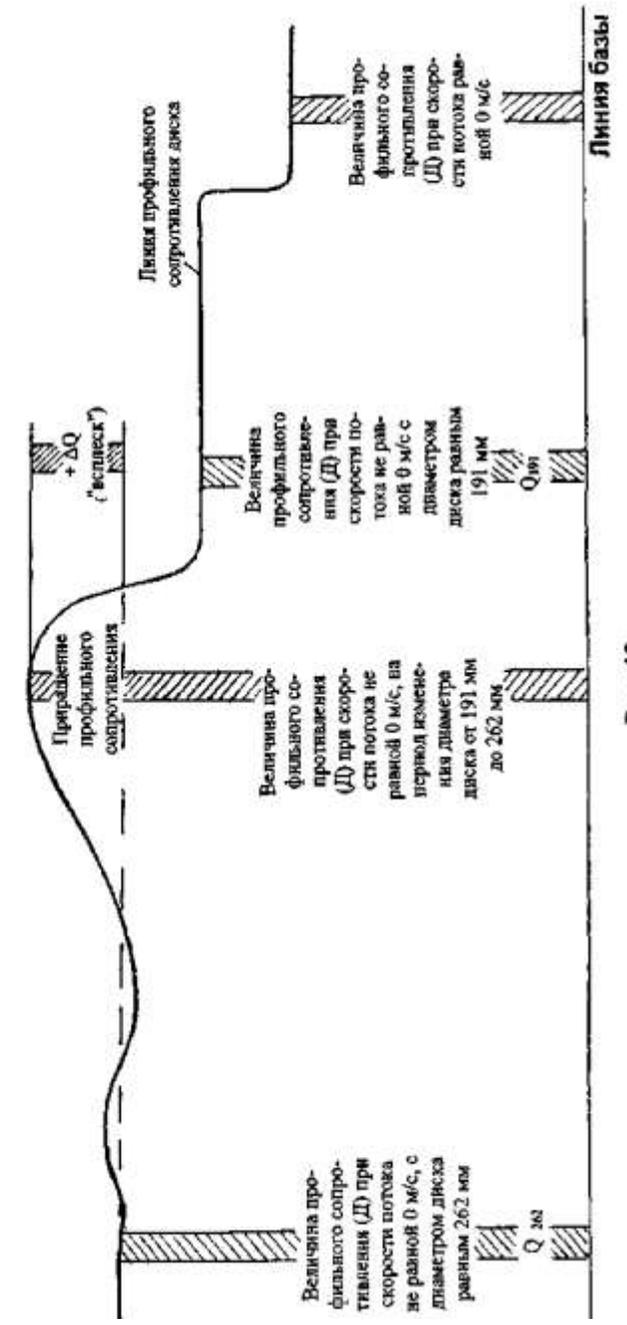


Рис. 18

Изменение профильного сопротивления (Q) от изменения диаметра диска в сторону его уменьшения от 292 мм до 191 мм, при постоянной скорости потока ($V_{пот.}$), т.е. не равном 0 м/с

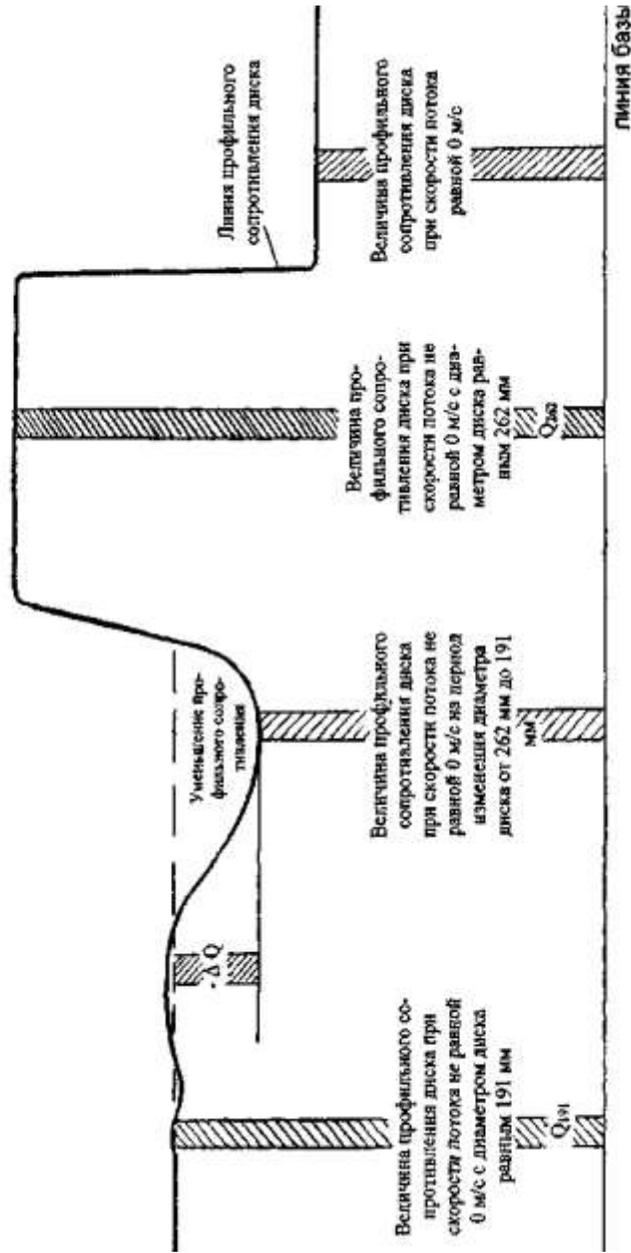
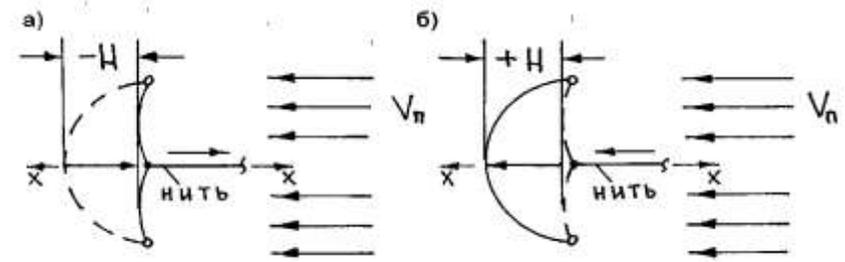


Рис. 19

С 2010 г. по 2011 г. мною были продолжены исследования по определению изменения профильных сопротивлений ($+ \Delta Q$) ("всплесков") с другими схемами моделей (форм), но уже в продувочном устройстве 2010 года, который разгонял воздушный поток ($V_{пот}$) уже до 27 км/час.

Одна из моделей выполнена в виде кольца - обруча с матерчатым куполом закреплённом на нём. К центру кольца-обруча прикреплялась нить, с помощью которой принудительно изменялась вогнутость купола: при изменении вогнутости от максимального значения до минимального - со знаком минус (-Н), а при изменении вогнутости - от минимального до максимального - со знаком плюс (+Н), см. Фиг. 4 а) и б).



Фиг. 4

При изменении вогнутости купола от а) до б), см. Фиг. 4, со скоростью изменения к концу максимальной вогнутости (+Н) равной 0,9 $V_{пот.}$, положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") составил: $[+20 \% Q_1 (+н)]$, где Q_1 – максимальное профильное сопротивление купола с неизменной максимальной вогнутостью (+Н).

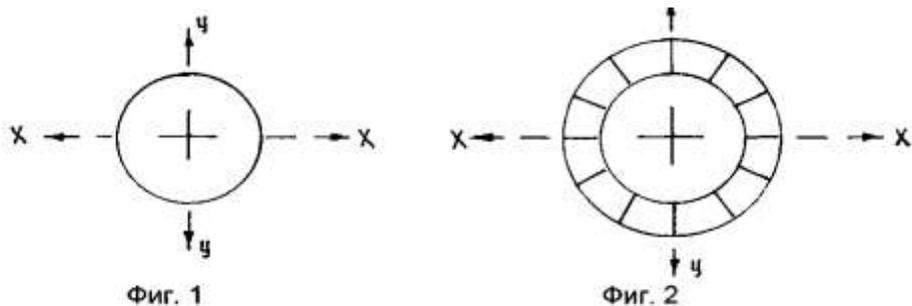
При двойном изменении вогнутостей:

- первое изменение вогнутости (-Н), см. а) Фиг.4, происходит со скоростью (-Н) равной 0,12 - 0,15 м/сек. с переходом, без остановки, во
- второе изменение вогнутости (+Н), см. б) Фиг.4, со скоростью, к концу максимальной вогнутости (+Н), равной 0,9 $V_{пот}$. При этом положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") составил: $[+60 \% Q_1 (+н)]$.

Следующей испытывалась модель с имитацией "волны механической" ("волны") вдоль её поверхности, идущей, подобно крылу птицы, от внешнего края к основанию крыла, со скоростью в четыре раза больше скорости маха крыла птицы приходящейся на половину угла маха её крыла. При этом, если провести сравнительный анализ данных модели (сделать перерасчёт) в отношении к крылу птицы, то положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") должен составить:

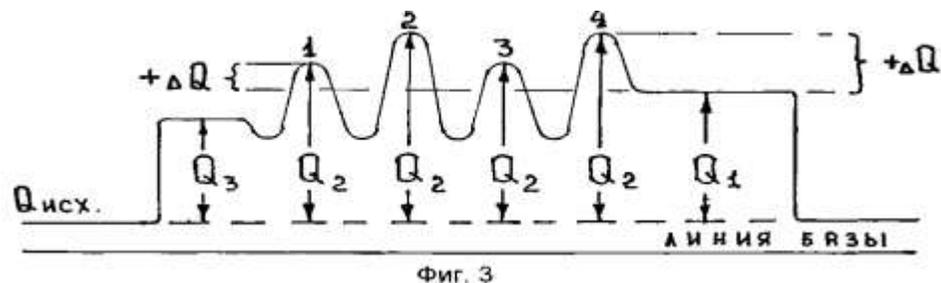
$[(5,0 \% - 13\%) Q_1 (вол)]$, где Q_1 - про-

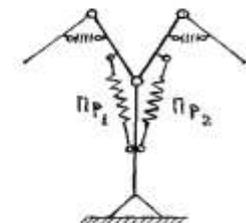
В продолжение изучения темы машущего крыла с 2006 по 2009 гг. мною была проведена ревизия результатов 1983-84гг. полученных в продувочном устройстве 1983 года, который разгонял воздушный поток порядка 23,7км/час. При этом были определены оптимальные величины эффектов в виде изменений профильного сопротивления ($\pm Q$) диска. Изменение диаметра диска от D_{min} до D_{max} ($+\Delta S$) со скоростью, примерно равной скорости потока ($\approx V_{пот.}$), даёт положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") при этом составил: $[+ 27,6 \% Q_1 (+\Delta S)]$, где Q_1 - максимальное профильное сопротивление диска с неизменным максимальным диаметром (D_{max}). Изменение диаметра диска от D_{max} до D_{min} ($-\Delta S$) со скоростью, примерно равной 0,7 скорости потока ($\approx 0,7 V_{пот.}$), даёт отрицательный эффект ($-\Delta Q$) ("провал") при этом он составил: $[- 8 \% Q_1(-\Delta S)]$, см. Фиг. 1 и Фиг. 2.



В случае, когда диаметр диска оставался максимальным (D_{max}), а происходило изменение скорости набегающего на диск потока ($V_{пот}$) от ≈ 4 км/час до 22 км/час ($+\Delta V$) за счёт изменения положения створок, установленных на входе продувочного устройства 1983 г., и цикла срабатывания створок: на открытие - за 0,8 - 1сек., на закрытие - 1 сек., то положительный эффект ($+\Delta Q$) ("всплеск") при этом составил:

- при нечётных циклах $[+ 25,5 \% Q_1 (+\Delta V)]$;
- при чётных циклах $[+ 32,0 \% Q_1 (+\Delta V)]$, см. Фиг. 3.





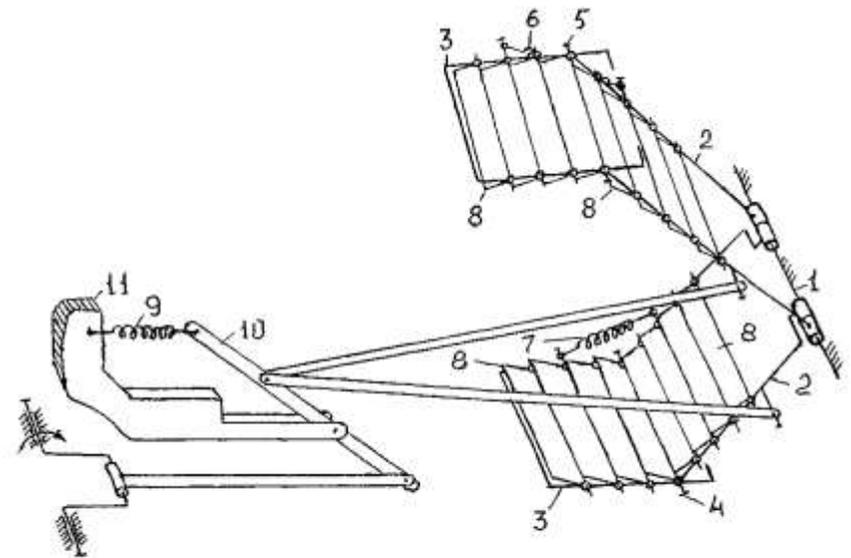
Встал вопрос: как использовать данный эффект (седьмого условия) в машущем крыле? Для достижения этой цели мне пришлось установить дополнительную пружину (Пр.1) и (Пр.2) между внутренней секцией крыла и корпусом модели. В результате такой комбинации крыло стало делать взмах (движение вверх) с замедлением, а движение вниз (мах) с ускорением (см. рис. 20). При испытании модели данной схемы (с крылом снабженным жалюзиями, открывающимися при взмахе крыла и закрывающимися при махе крыла) прирост скорости в водной среде составил 162% по отношению того же крыла, но в комбинации односекционного крыла, той же общей площади, и без установленных на нем пружин (Пр.1 и Пр.2). В 1990г. на данную модель схемы рис. 20 получил авт. свидетельство.

Возможно данные эффекты (пятого, шестого и седьмого условия) используются в разном сочетании летающими насекомыми и птицами (голубь, утка и т.д.), комбинируя крыло, либо под односекционное, либо под двухсекционное на период маха, с одновременным изменением проекции крыла на $(+\Delta S)$, либо вдоль длины крыла, либо поперек длины крыла или то и другое вместе.

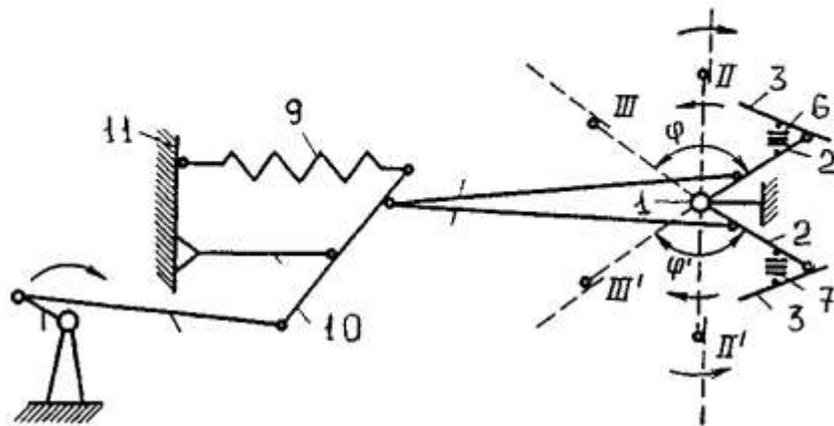
Результаты испытания модели в бассейне ТУСУРа.
Режим маха крыла

а)	Жалюзи секции крыла открываются при взмахе и закрываются при махе	Длина контрольного водяного участка равна 10м. Количество контрольных заплывов – 5, средняя скорость составила $V_{cp}=0,121$ м/с.	Данная скорость взята за 100%
б)	Натяжение пружин $Пр_1$ и $Пр_2$ составило: $F_{np} = 1,27$ кгс.	$V_{cp}=0,136$ м/с.	112%
в)		$V_{cp}=0,165$ м/с.	136%
г)	Натяжение каждой пружины $Пр_1$ и $Пр_2$ составило: $F_{np} = 1,02$ кгс	$V_{cp}=0,185$ м/с.	152%
д)	Натяжение каждой пружины $Пр_1$ и $Пр_2$ составило: $F_{np} = 1,27$ кгс	$V_{cp}=0,197$ м/с.	162%

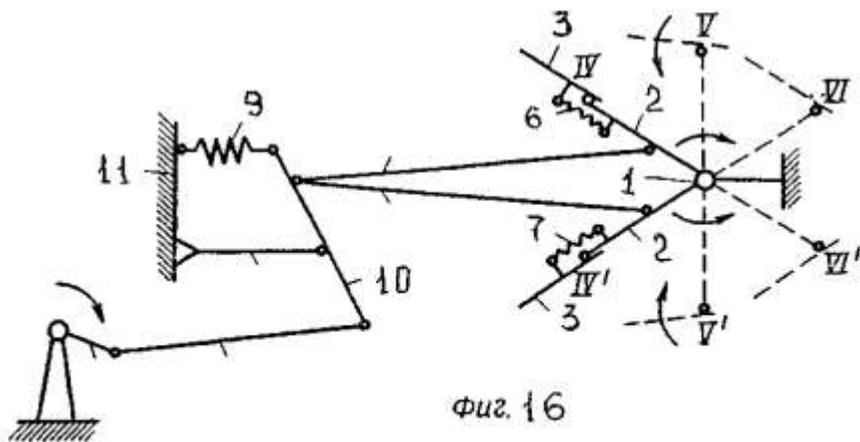
Рис. 21



Фиг. 17



Фиг. 15



Фиг. 16

Рассмотрев эффект машущего крыла в рисунках, далее выразим некоторые мысли и порассуждаем о физической сущности машущего крыла, основанные на экспериментальных исследованиях и наблюдениях. Известно, что с давних времён человека интересовал полёт птицы. Полететь как птица, используя механическое устройство, наверное, мечта любого человека. Но все сделанные механические модели не давали крылу ту подъемную силу (выраженную в виде профильного сопротивления крыла, формы - $F\phi$), которая присутствует у птицы в машущем полёте.

И. Ньютон, Н.Е. Жуковский и другие ученые до В. Киселева из МАИ - все искали данное профильное сопротивление крыла ($F\phi$), выдвигая различные гипотезы и теории, а затем, строя модели с машущим крылом, но не находили искомого. "Эффект крыла" в виде повышенного профильного сопротивления, как будто бы был где-то рядом, но где и через какой механизм взаимодействия со средой (водной, воздушной) он проявил бы себя - не мог сказать никто.

В 1978 году в этот "спринт" поиска подключился и я. Вначале я также искал "эффект крыла" в уже известных схемах - но, увы, не нашёл. И однажды, неожиданно для себя, в телепередаче о жизни летучих мышей я увидел полет летучей мыши в нужном для меня ракурсе в замедленной съёмке. Тот час же взял детский зонтик и проверил вручную наличие в нем "эффекта крыла", передвигая его горизонтально и с ускорением. Когда зонтик из полураскрытого состояния переходил в состояние полного раскрытия, то ощущалось на этот период, к концу его полного раскрытия, кратковременно-резковатое торможение. Значит для проявления "эффекта крыла" необходимо первое условие - это изменение площади (миделевого сечения) в сторону ее увеличения. Вторым условием было - это движение с ускорением, т.е. данная ситуация наблюдается в раскрывающемся парашюте при быстром его наполнении. Далее я провёл то же раскрытие зонтика, но с постоянным значением скорости (без ускорения). Раскрытие зонтика происходило на скорости 40 км/час. "Эффект крыла" проявил себя в виде дополнительного положительного прироста профильного сопротивления на величину 33% от величины профильного сопротивления, замеренного после окончания полного раскрытия зонтика и взятого за 100%. Значит к завершению полного раскрытия зонтика его суммарное сопротивление составляло 133%. На этом эксперименте с зонтом можно было бы остановиться. Но я подумал, что если "эффект крыла" присутствует в эксперименте с зонтом, значит данный эффект должен присутствовать в других устройствах, формах, схемах, где есть изменение площади (изменения миделевого сечения) и расположенных перпендикулярно набегающему потоку в воздушной или водной среде. Для этого я сделал диск с изменяемой площадью (с изменяющимся миделевым сечением) в радиальном направлении, как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения. С изменением радиуса диска изменялся и его диаметр: в сторону увеличения - от меньшего диаметра (190 мм) до большего диаметра (262 мм), а в сторону уменьшения - от большего диаметра (262 мм) до меньшего

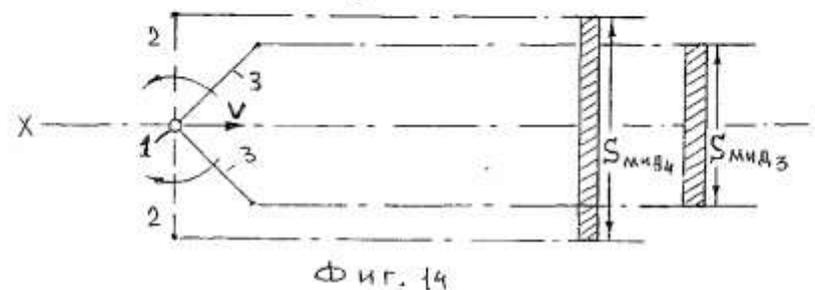
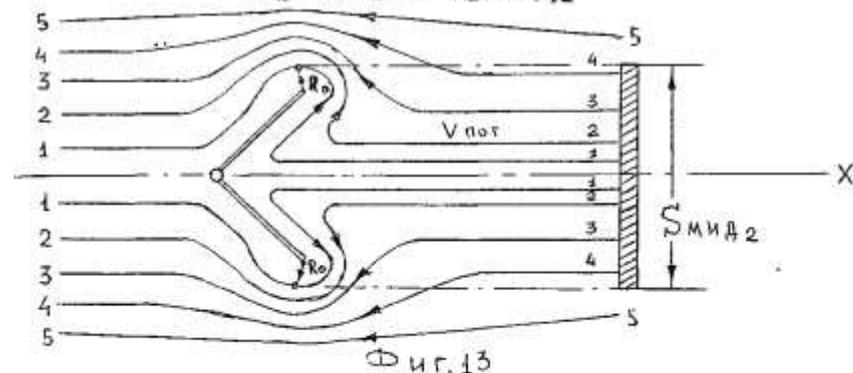
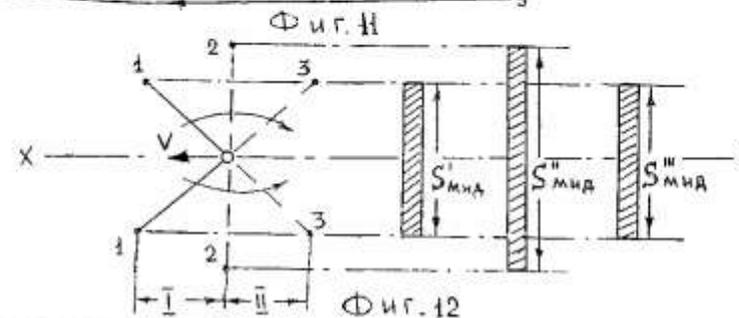
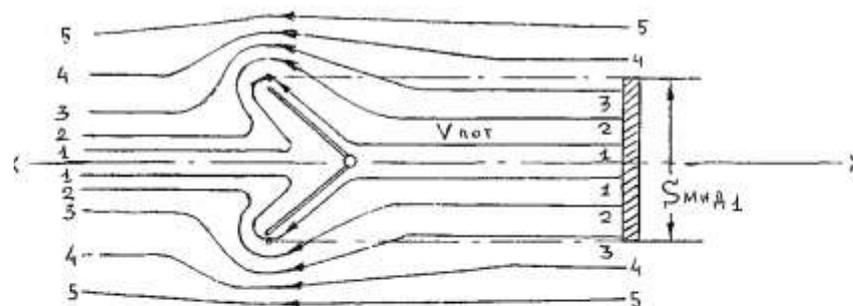
диаметра (190 мм). Изменение радиуса диска в сторону его увеличения происходило со скоростью не менее 10% от скорости набегающего на него потока, и взятого за 100%, а в обратном направлении происходило со скоростью не менее 5% от скорости набегающего потока.

В результате проведенного эксперимента в момент приближения радиуса диска к его максимальной величине прирост профильного сопротивления в сторону его увеличения ("всплеск") составил (+21%) от 100%, которое составляло после прекращения изменения диаметра, т.е. суммарное сопротивление диска составило 121%. И, наоборот, при приближении радиуса диска к его минимальной величине прирост профильного сопротивления, в сторону его уменьшения ("провал"), составил (-19%) от 100%, которое составило после прекращения изменения диаметра, т.е. суммарное сопротивление диска составило 81%. Если сложить вместе величину "всплеска" и "провала", то получится величина равная 40% в виде дополнительного профильного сопротивления, как бы, ниоткуда взятого, т.е. - это второй случай проявления "эффекта крыла" на диске с изменяемым диаметром.

Далее я продолжил эксперимент с диском. Начал с того, что диаметр диска большего размера (262 мм) оставил неизменным, а изменять решил скорость потока ($V_{пот}$) от минимального значения до его максимального значения на величину ($\Delta V_{пот}$), которое бралось за 100%. Величина изменения скорости потока ($\Delta V_{пот}$) составляла 90% от величины его максимального значения для данного потока и изменялась она за 1 сек. В ходе эксперимента выяснилось, что при изменении скорости потока, от минимальной величины до его максимальной величины, в период приближения скорости потока к его максимальной величине, величина прироста профильного сопротивления в сторону его увеличения ("всплеск") составил опять (+21%) от 100%, которое составило после прекращения изменения скорости потока, т.е. суммарное сопротивление диска, составило 121%. Это третий случай проявления "эффекта крыла" на диске с изменяемой скоростью потока. Отсюда можно сделать вывод, что при сильном ветре деревья ломаются не всегда в период постоянного ветра, а, в основном, в период его порывов.

Четвёртый эксперимент я провёл с падающим вертикально металлическим шариком в водной среде. Для этого я взял стеклянную банку, залил её водой до краёв, и разместил в ней вертикально металлическую трубу с гладкой внутренней поверхностью, которая прямого контакта своим нижним концом с дном данной банки не имела. Это было сделано для того, чтобы при падающем в ней шарике, выход воды из нижнего конца трубки был свободным. Для простоты понимания, дополнительно, данную металлическую трубку назовем цилиндром, а падающий в ней шарик назовем поршнем. Длины трубок и столб воды в банке были одинаковыми, т.е. длина каждой взятой трубки составляла 286 мм, а высота столба воды составляла 273 мм. Верхний край каждой из трёх трубок был приподнят от поверхности воды на величину 16 мм. Диаметр шарика (поршня)

составлял 9,6 мм.



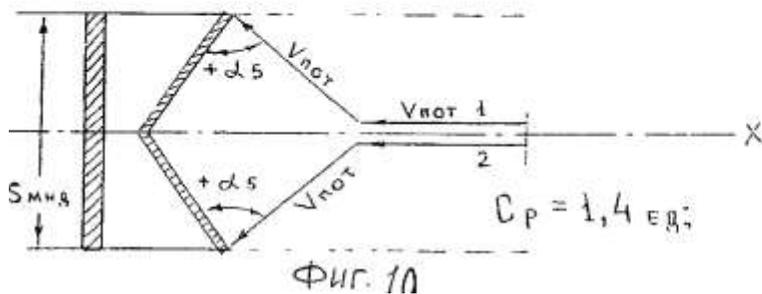
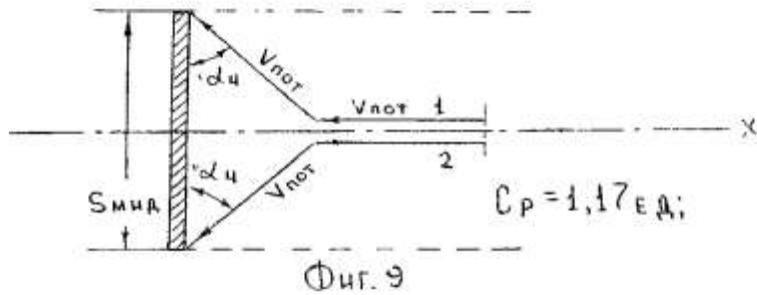
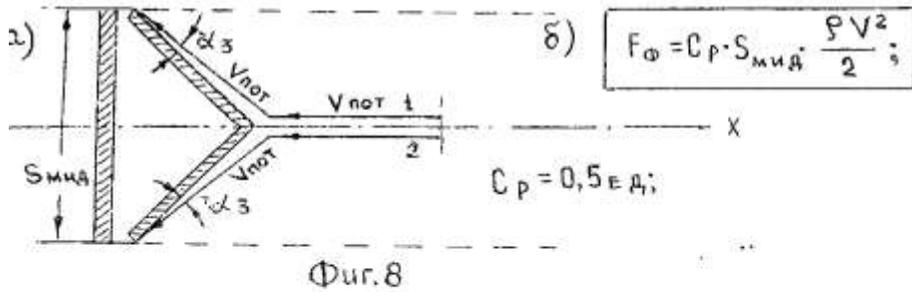
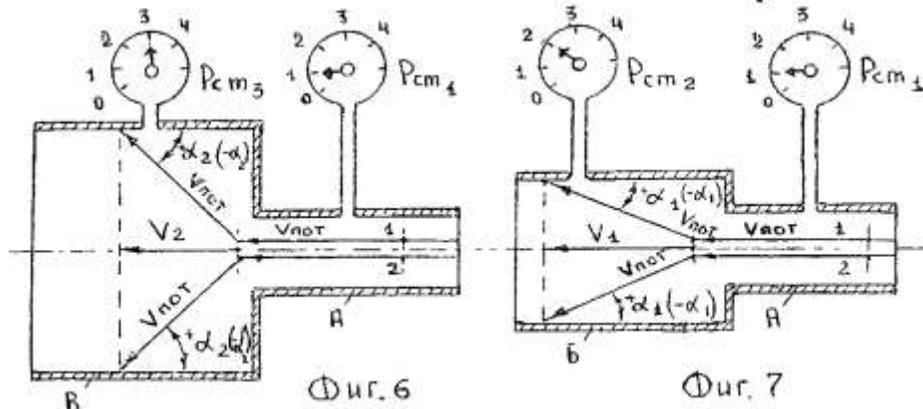
Скорость его падения в трубке ($V_{1, 2, 3}$) была выражена через период времени его падения (в сек).

В результате эксперимента были получены следующие результаты:

1. При внутреннем диаметре первой трубки (цилиндра), превышающем в четыре раза диаметр шарика (поршня) - время падения шарика составляло 0,3 сек (Фиг. 1).
2. При внутреннем диаметре второй трубки, равной 10 мм - время падения шарика составило 1,8 сек (Фиг. 2).
3. При внутреннем диаметре третьей трубки, равной 9,9 мм - время падения шарика составило 3,6 сек (Фиг. 3).

Из данного эксперимента можно сделать вывод, что скорость падения шарика тем меньше, чем хуже условия перетекания жидкости из передней (нижней) зоны шарика (поршня) к задней (верхней) зоне этого же шарика, т.е., чем меньше зазор между стенкой цилиндра и поршнем, тем тоньше величина слоя жидкости перетекающей по этому зазору. Толщина слоя жидкости в зазоре (так называемом на уровне миделевого сечения шарика) иначе можно назвать толщиной пограничного слоя. Обозначим данную толщину через $\Delta S_{1,2,3}$ (Фиг. 1, 2, 3). Здесь же на Фиг. 1, 2, 3 можно увидеть величину передней (нижней) зоны шарика, площадь которой определена наличием углов отклонения линий потока 1, 2, 3, 4, а также можно увидеть и величины углов отклонения линий потока на разных уровнях зоны перестройки потока.

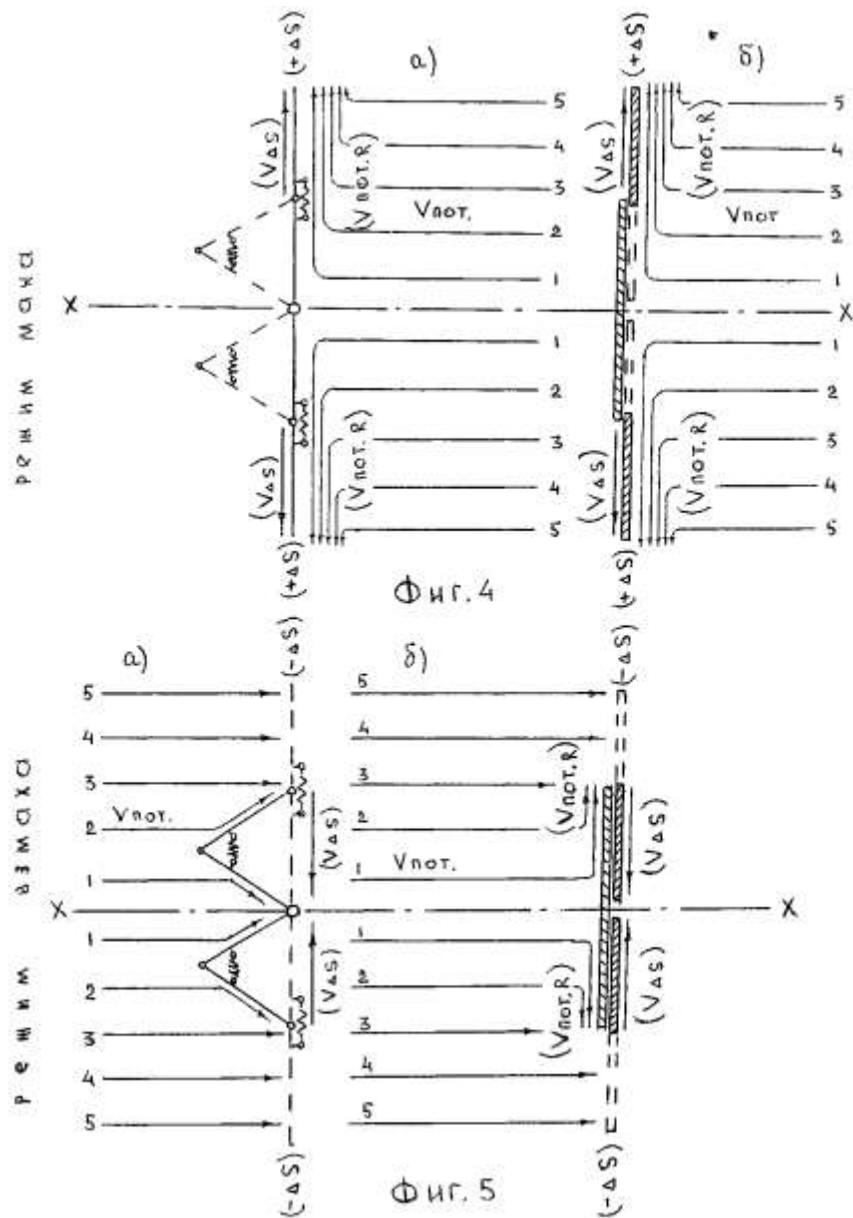
На Фиг. 1 мы видим - зона перестройки потока в передней зоне шарика охвачена линиями потока от 1-го до 4-го, где выделим условно три уровня перестройки потока. Первый уровень перестройки имеет большой угол отклонения линий потока от оси X - X, куда вошла линия потока - 1. Второй уровень перестройки имеет средний угол отклонения линий потока от оси X - X, куда вошла линия потока - 2. Третий уровень перестройки имеет малый угол отклонения линий потока от оси X - X, куда вошли линии потока - 3 и 4. Во-вторых, можно допустить, что скорость перестройки потока на первом уровне, из-за большого угла отклонения линии потока - 1, меньше скорости потока, не охваченного зоной перестройки, где скорость потока условно приравниваем здесь к скорости падения шарика ($V_{1,2,3}$) (Фиг. 1, 2, 3). Скорость перестройки потока на втором уровне перестройки, из-за среднего угла отклонения линии потока - 2, равна скорости потока, не охваченного зоной перестройки. Скорость перестройки потока на третьем уровне перестройки, из-за малого угла отклонения линии потока - 3, 4, больше скорости потока, не охваченного зоной перестройки при условии, что скорость потока в данной зоне не превысила скорость слияния двух водяных шариков при их соприкосновении. Но, если скорость потока, не охваченная зоной перестройки, превысит скорость слияния двух водяных шариков (минимально возможного диаметра), то при появлении условия перестройки потока, даже третьего уровня перестройки, приведёт к исчезновению передней зоны перестройки, а это, в свою очередь, приведёт к переходу потока из ламинарного состояния (т.е. упорядоченного) в турбулентное состояние (не упорядоченного).

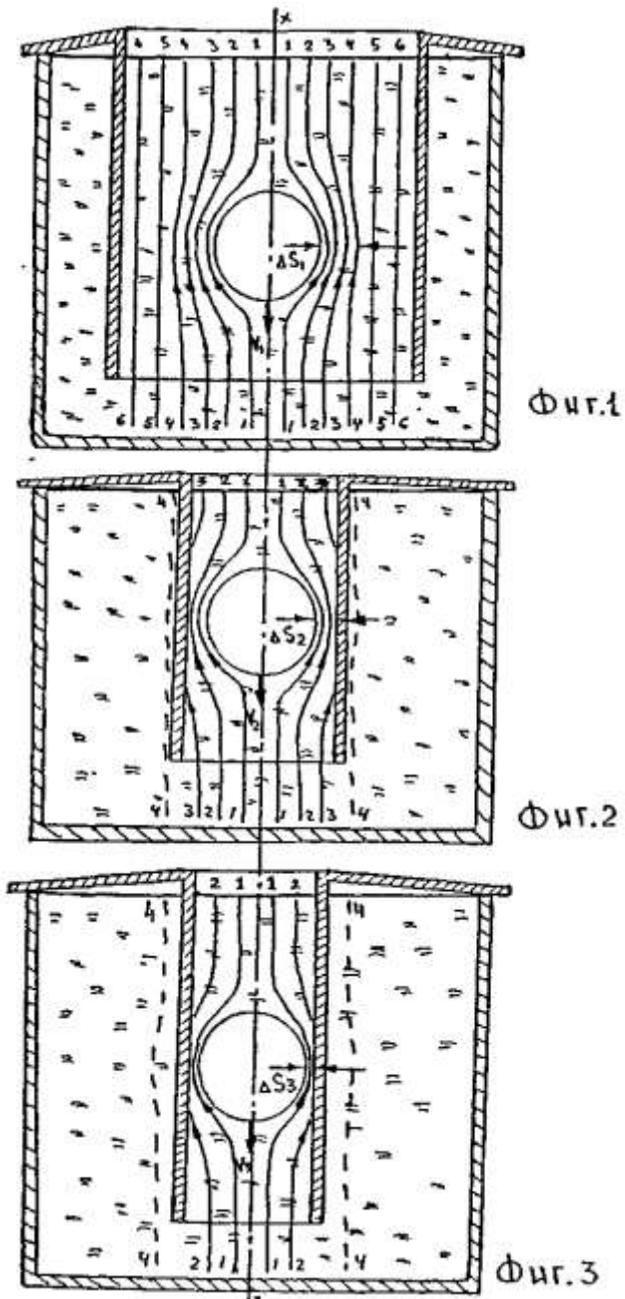


На Фиг. 4,5 а), б) линию потока первого уровня, (Фиг. 1, 2, 3), выразим через линии потока 1, 2, 3, 4, 5, где данные линии потока, отклонённые от оси X - X под 90°, т.е. направим их вдоль поверхности диска (в направлении его радиуса, от центра к периферии) и обозначим вектором скорости ($V_{пот.R}$), а изменение скорости радиуса диска обозначим в виде вектора ($V_{\Delta S}$). Изменение же площади диска, при увеличении его радиуса, обозначим $(+\Delta S)$, а при уменьшении его радиуса, обозначим $(-\Delta S)$.

На Фиг. 4 а) показано, что изменение миделевого сечения двухсекционного крыла, в сторону его увеличения, аналогично увеличивающемуся диаметру диска, Фиг.4 б). На Фиг. 5 а) показано, что изменение миделевого сечения двухсекционного крыла, в сторону его уменьшения, аналогично уменьшающемуся диаметру диска, Фиг.5 б). Значит, между падающим шариком и диском, изменяющим свою площадь в сторону увеличения, можно увидеть схожесть перестройки потока в их передних зонах. Например, если мы начнём принудительно изменять диаметр диска в сторону его увеличения со скоростью ($V_{\Delta S}$), равной скорости линии потока ($V_{пот.R}$), то это будет означать, что данная линия потока (1), Фиг.4, б), на период изменения диаметра диска, никогда не войдёт в пограничный слой, ($\Delta S_{1,2,3}$). Фиг. 1,2,3, а это значит, толщина пограничного слоя (ΔS) будет иметь меньшую величину по отношению к величине пограничного слоя, которая присутствовала у диска с неизменяемым диаметром. А из эксперимента с шариком мы видим, что чем тоньше пограничный слой (ΔS_{31}), Фиг. 3, тем меньше скорость падения шарика, а это ни что иное, как повышенная величина профильного сопротивления шарика, выраженная через меньшую скорость падения равной по времени 3,6 сек. А применительно к диску, чем тоньше пограничный слой, тем ближе по величине значения векторов ($V_{пот.R}$) и ($V_{\Delta S}$) к друг другу, в период увеличении его радиуса, и выражен практически в виде дополнительного прироста его профильного сопротивления (+21%). Помните, что профильное сопротивление шарика (Фиг. 1) или диска (Фиг. 4), обратно пропорционально толщине пограничного слоя (ΔS). Теперь рассмотрим другой вариант изменения диаметра диска к скорости потока. Допустим, диаметр диска, в сторону его увеличения ($+\Delta S$) будем изменять со скоростью ($V_{\Delta S}$) меньше, чем скорость потока ($V_{пот.R}$), а это значит, что некоторая часть линий потока из пяти, Фиг.4 б), достигнет пограничного слоя, в результате чего толщина пограничного слоя, на примере с шариком, увеличивается от ΔS_3 , Фиг. 3, до ΔS_2 , Фиг.2, в результате чего скорость падения шарика увеличилась, т.е. время падения его уменьшилось от 3,6 сек до 1,8 сек, а это значит, что профильное сопротивление шарика уменьшилось. Значит, по тем же причинам, должно уменьшиться и профильное сопротивление искомого диска. Здесь, величина профильного сопротивления в этих двух случаях, рассматривалась через толщину пограничного слоя. Но данный случай менее приемлем для определения профильного сопротивления фигур с машущим крылом.

То есть, профильное сопротивление машущего крыла удобней будет рассматривать через "угол перестройки потока" (α).





Таким образом, прежде чем перейти к рассмотрению профильного сопротивления машущего крыла (односекционного и двухсекционного), немного углубимся в теорию, где частично рассмотрим закон о неразрывности струи. В виде примера разберем схемы взаимодействия линий потока и изменение их параметров в период перестройки его в закрытых системах, Фиг.6, 7 (А,Б,В), и в открытых системах, Фиг. 8, 9,10,11 и 13. На Фиг. 12 и Фиг. 14 показано изменение миделевого сечения односекционного крыла в режиме маха в позиции 1,2,3, (Фиг. 12) и в режиме полувзмаха в позиции 3,2, (Фиг. 14). На Фиг. 15 и Фиг. 16 показано двухсекционное крыло в режиме маха (в фазе I, II, III) и в режиме взмаха (IV,V, VI). На Фиг. 17 изображено машущее крыло в общем виде.

Поведение потока ($V_{пот}$) в закрытой системе с разными миделевыми сечениями изображены на Фиг. 6,7, где можно увидеть, как в переходной зоне большего диаметра (Б, В) происходит отклонение потока от оси $X - X$ на угол $(+\alpha)$, но если рассматривать движение потока ($V_{пот.}$) в обратном направлении (слева - направо), то на той же переходной зоне большего диаметра (Б,В), Фиг. 6,7 происходит отклонение потока к оси $X - X$ на угол α $(-\alpha)$. При этом углы отклонения $(+\alpha)$ и $(-\alpha)$, при одинаковых значениях $V_{пот.}$ и $V_{1,2}$ (Фиг. 6,7) примем одинаковыми.

В результате образования переходной зоны, при движении потока в обоих направлениях, в данной (переходной) зоне произойдет изменение её параметров. Вектор скорости движущего вдоль оси $X - X$ потока изменит свою величину, а вместе с ним изменится его статическое (боковое) давление.

Допустим, если поток ($V_{пот.}$) движется справа - налево, то в переходной зоне (А-Б, А-В) линии потока 1,2 (Фиг. 6, 7) отклоняется от оси $X - X$ на угол $(+\alpha_{1,2})$, т.е., чем на большее значение изменится поступательная скорость потока от ($V_{пот.}$) до ($V_{1,2}$), тем на больший положительный угол $(+\alpha_{1,2})$ отклонится линия потока 1; 2, а вместе с ним и на большую величину возрастет значение статического давления (от $P_{ст.1}$ до $P_{ст. 2,3}$). При движениях потока в обратном направлении (слева - направо) в переходной зоне (В - А, Б - А) все параметры потока меняют свои значения на противоположные, где статическое давление изменится от $P_{ст.3}$ ($P_{ст. 2}$) до $P_{ст.1}$, Фиг.6, 7, а $V_{1,2}$ до $V_{пот.}$ и $(+\alpha)$ на $(-\alpha)$.

Для удобства понимания переходную зону (Б,В), Фиг. 6, 7, с её параметрами $(\pm\alpha)$, ($V_{пот.}$), ($V_{1,2}$) и ($P_{ст.1,2,3}$) можно выразить через один из её параметров, скажем, через "угол перестройки потока" $(\pm\alpha)$. Допустим, при увеличении "угла перестройки потока" $(+\alpha)$ - уменьшится вектор поступательной скорости от ($V_{пот.}$) до ($V_{1,2}$), а статическое давление возрастет с $P_{ст.1}$ до $P_{ст.2,3}$. При уменьшении "угла перестройки потока" $(-\alpha)$ - увеличивается его вектор поступательной скорости от $V_{1,2}$ до $V_{пот.}$, а вместе с ним изменится и величина статического давления в сторону уменьшения его значения, т.е. от $P_{ст.2,3}$ до $P_{ст.1}$, Фиг.6,7.

Теперь, в пятом эксперименте рассмотрим, как взаимодействует односекционное крыло с набегающим на него потоком ($V_{\text{пот.}}$) в режиме маха и взмаха, Фиг. 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14.

Здесь что-то подобное "углу перестройки потока" ($+\alpha_2, 1$), Фиг. 6, 7, происходит и при взаимодействии односекционного крыла (с его миделевым сечением (-S мид.) с $V_{\text{пот.}}$ в двух его фазах I и II, где зона перестройки потока, также расположена в передней его части, а изменение параметров данной зоны выражено через "угол перестройки потока" ($+\alpha_3, 4, 5$) и одновременно через коэффициент профильного сопротивления (Спр.), которые в свою очередь находятся в прямо пропорциональной зависимости друг от друга, Фиг. 8, 9, 10 и Фиг. 12 (объединённая схема).

На Фиг. 8, 11, (подобно позиции 1) в фазе I, Фиг. 12, мы видим на какой угол ($+\alpha$) отклонились линии потока ($V_{\text{пот.}1, 2}$) от данной поверхности (формы) односекционного крыла. Здесь видно, что в начальной фазе маха "угол перестройки потока" ($V_{\text{пот.}1, 2}$) - мал и равен значению ($+\alpha_3$), а это значит и мал его коэффициент профильного сопротивления (Спр.), равный величине 0,5 ед., т.е. данная позиция крыла относится к "удобообтекаемой", а скорость перестройки потока, в его передней зоне перестройки, будет иметь значение большее, чем значение скорости потока, движущегося вдоль оси X - X, до достижения зоны перестройки данного потока (см. Примечания).

При взаимодействии такого же односекционного крыла с той же величиной миделевого сечения (S мид.) в фазе среднего маха (Фиг. 9), подобно позиции 2 (Фиг. 12) с линиями потока ($V_{\text{пот.}1, 2}$) "угол перестройки потока" ($+\alpha_4$) получился больше, чем в фазе начального маха, а вместе с ним мы видим, что увеличился и его коэффициент профильного сопротивления (Спр.) с величины 0,5 ед. до 1,17 ед., т.е. данная позиция крыла относится к "неудобообтекаемой" форме, а скорость перестройки потока в передней его зоне будет иметь значение чуть меньше, чем значение скорости потока ($V_{\text{пот.}}$), движущегося вдоль оси X - X, до достижения зоны перестройки данного потока.

При взаимодействии такого же односекционного крыла с той же величиной миделевого сечения (- S мид.) в фазе завершения маха Фиг. 10, 13 (подобно позиции 3) в фазе II, Фиг. 12, с линиями потока ($V_{\text{пот.}1, 2}$), "угол перестройки потока" ($+\alpha_5$) приобрёл значение ещё большее, чем в фазе среднего маха, а вместе с ним увеличился и его коэффициент профильного сопротивления (Спр) с величины 1,17 ед. до величины 1,4 ед., т.е. данная позиция крыла относится к "плохообтекаемой"; дополнительно за счёт удаления пограничного слоя потока от кромки миделевого сечения на величину R_0 (Фиг. 13), скорость перестройки потока в передней его зоне имеет значение значительно меньшее, чем значение скорости потока ($V_{\text{пот.}}$), движущегося вдоль оси X - X, до достижения зоны перестройки **данного потока.**

составило - (+21%), т.е. суммарное профильное сопротивление диска (Fф) составило 121% по отношению к максимальному профильному сопротивлению этого же диска, но полученного после прекращения изменения скорости потока ($V_{\text{пот.}}$) с её максимальным значением (взятым за 100%). Возник вопрос о том, как внедрить данный эффект дополнительно в данную модель с машущим крылом (Фиг. 17). После недолгих раздумий я решил установить дополнительную пружину сжатия 9, между качалкой 10 и корпусом модели 11, Фиг. 15, 16, 17, с целью ускорения движения крыла модели в режиме маха (Фиг. 15) и замедления его движения в режиме взмаха (Фиг. 16).

В результате такой комбинации в данной схеме модели. Фиг. 17, (с максимально разжатой ускоряющей пружиной сжатия 9) приращение скорости модели составило 62%, т.е. суммарная скорость данной модели составила 162% по отношению к скорости односекционного крыла данной модели и взятой за 100%.

На основании вышеуказанных исследований, экспериментов и рассуждений я составил заявку на получение авторского свидетельства с приложением к ней акта испытания и в 1990 году получил авторское свидетельство на моё имя с приоритетом от 1988 года. Хотя, первая заявка была подана ещё в 1984 году, но без акта испытания я дважды **получал отказ с аргументацией: "Такого не может быть!"**.

секции крыла (2 и 3), Фиг. 15, произошло, в режиме маха, к фазе II, для этого случая установлена пружина сжатия 6 (7) с заранее подобранной, для данного режима работы крыла, жёсткостью (упругостью).

Такая схема крыла обеспечивает достижение максимального миделевого сечения (Смид.) в режиме маха к фазе II, Фиг. 15, что подобно миделевому сечению односекционного крыла к позиции 2 (в фазе I), Фиг. 12, или к позиции 2 (в фазе полувзмаха) Фиг. 14, в результате которого присутствует приращение профильного сопротивления ("всплеска") подобного конечному полувзмаху односекционного крыла, Фиг. 14, или проявленного эффекта к моменту приближения радиуса диска к его максимальной величине - (+21%), Фиг.4 б), и подобного двухсекционному крылу, Фиг.4 а). Далее крыло от фазы II до фазы III, Фиг.15, работает подобно односекционному крылу, в фазе II, в позиции от 2 до позиции 3, Фиг. 12. В режиме взмаха, та же пружина 6 (7), Фиг. 16, при движении крыла от фазы IV до фазы V, не позволяет внешней секции (3) крыла занять положение подобно положению данной секции (3) в фазе II, Фиг.15, Здесь данная пружина, как бы, дополнительно к набегающему потоку сверху на секцию 3, Фиг. 16, помогает сложиться крылу к фазе V по схеме, изображенной на Фиг. 16, уменьшая тем самым величину миделевого сечения до минимально возможного в данной фазе взмаха. При дальнейшем движении крыла в режиме взмаха от фазы V до фазы VI, Фиг. 16, происходит ещё большее уменьшение уже "уменьшенного" миделевого сечения, т.е. повторяя схему односекционного крыла, движущегося от позиции 2 к позиции 3, (в фазе II), Фиг.12 и Фиг.14. Такая схема, двухсекционного крыла, была испытана на модели в водной среде, где каждая секция крыла имела жалюзи 8, которые открывались при взмахе крыла, с целью уменьшения его профильного сопротивления, и закрывались при махе крыла, с целью увеличения его профильного сопротивления крыла. При испытаниях данной модели в режиме односекционного крыла, внутренняя 2 и внешняя 3 секция крыла закреплялись жестко между собой так, чтобы образовывали одну общую секцию, наподобие односекционного крыла, изображенного в позиции 2, Фиг.12 и полученный результат скорости данной модели брался за 100%. Далее секции крыла 2 и 3 расфиксировывались между собой, принимая вид, Фиг. 17, но без ускоряющей пружины 9, и данная модель проходила дальнейшие испытания на получение результата скорости. При испытании данной модели с такой схемой крыла (Фиг. 17),но без использования ускоряющей пружины сжатия 9, прирост скорости при этом составил 36%, т.е. суммарная скорость данной модели составила 136% по отношению к скорости односекционного крыла данной модели и взятой за 100%. Теперь, чтобы объяснить значение установки дополнительной пружины сжатия 9, Фиг. 15, 16, 17, необходимо вспомнить, как происходило приращение профильного сопротивления диска с его постоянным максимальным диаметром за счёт изменения одной только скорости потока ($\Delta V_{пот.}$) на 90% от значения максимальной скорости данного потока ($V_{пот.}$) и взятого за 100%. При этом приращение профильного сопротивления данного диска, при его диаметре в 262 мм,

- Примечания.**
1. За эталон максимальной скорости перестройки выбран максимальная скорость слияния двух водяных шариков при их взаимном контакте, причём, диаметры водяных шариков взяты минимально возможными.
 2. Предполагается, что скорость начала турбулизации потока, при взаимодействии его с любой формой тела, равна скорости слияния двух водяных шариков, делённой на произведение величины коэффициента профильного сопротивления данной формы тела и коэффициента вязкости среды.
 3. При коэффициенте профильного сопротивления $C_{пр.}$, равного 1 ед. скорость перестройки потока в передней его зоне ($+\alpha$) будет иметь значение равное значению скорости потока ($V_{пот.}$), движущегося вдоль оси $X - X$, до достижения зоны перестройки данного потока.

Теперь разберем "плюсы" и "минусы" односекционного крыла в режиме маха в позиции 1, 2, 3 (Фиг. 12), и в режиме полувзмаха в позиции 3,2 (Фиг. 14). Сначала рассмотрим профильное сопротивление крыла в режиме маха в позиции 1-2,(фаза I), Фиг.12. Здесь мы видим, что при движении односекционного крыла от позиции 1 до позиции 2 (Фиг.12), возрастает его коэффициент профильного сопротивления ($C_{пр.}$) от 0,5 ед. до 1,17 ед. Одновременно возрастает его миделево сечение от S' мид. до S'' мид., но в этой ситуации дополнительного приращения профильного сопротивления ("всплеска") данного крыла, за счёт увеличения площади миделевого сечения (как это было с диском), не происходит по двум причинам: первое - потому, что движение крыла от позиции 1 до позиции 2 (Фиг. 12) ближе к позиции фигуры, изображенной на Фиг.8, "удобообтекаемой", где перестройка потока в передней его зоне происходит без задержки; во-вторых, средний коэффициент профильного сопротивления ($C_{пр.ср.}$) в данной фазе (I), Фиг.12, равен (0,5 ед. + 1,17 ед.): $2 = 0,83$ ед., а это значит, что к концу фазы I, Фиг.12, до окончания перестройки потока в его передней зоне для миделевого сечения (S'' мид.) будет сохраняться коэффициент профильного сопротивления близкий к среднему значению (0,83 ед.), но после окончания перестройки потока в его передней зоне, если остановить движение данного крыла в позиции 2 (Фиг.12), то коэффициент профильного сопротивления ($C_{пр.}$) возрастёт от среднего 0,83 ед. до "естественного" 1,17 ед.; если же движение крыла не останавливать в позиции 2 (Фиг. 12), то его миделево сечение (S'' мид.) пересечёт данную позицию с коэффициентом профильного сопротивления близким среднему (0,83 ед.).

Теперь рассмотрим профильное сопротивление крыла в фазе маха, позиция 2-3, Фиг. 12, где коэффициент $C_{пр. ср.}$, в данной фазе должно быть равно (1,17 ед. + 1,4 ед.): $2 = 1,28$ ед. Но на самом деле мы видим, что при продолжении движения данного крыла от позиции (2) до позиции (3), Фиг. 12, происходит уменьшение его миделевого сечения от S'' мид.

до S''' мид., хотя коэффициент профильного сопротивления (Спр.) фигуры (крыла) в фазе (II), Фиг. 12, должен изменяться от 1,17ед. до 1,4 ед.

Поэтому общее (конечное) профильное сопротивление крыла (Fф), до окончания перестройки потока в позиции 3, Фиг. 12, и показанной на подобной позиции (+ $\alpha 5$), Фиг. 10, будет иметь меньшее значение, чем профильное сопротивление, среднее, данного крыла в позиции 2-3, Фиг.

12. Так как идет тенденция уменьшения коэффициента профильного сопротивления (Спр.) во всех двух фазах (I и II) от истинного (Спр. ист.), т.е. если в фазе (I) Спр. ср. равно 0,83ед., а это значит и в позиции (2), Фиг. 12, текущее Спр будет равно 0,83ед., вместо Спр ист. равного 1,17ед.. То же самое происходит в фазе (II), где Спр. ист. должно быть как среднее значение (позиции 2, 3), т.е. $S_{пр.ср.} = (1,17ед. + 1,4ед.) : 2 = 1,28 ед.$, а на самом деле оно получится, если взять текущее в этой позиции Спр.ср. равное 0,83 ед., а в позиции, до начала перестройки потока, Спр. взять равное 1,285 ед., то фактический на самом деле Спр.ср. их будет равно $(0,83ед. + 1,28ед.) : 2 = 1,05ед.$, что по величине будет меньше Спр. ист. на $(1,28ед. - 1,05ед.) = 0,23ед.$. А это значит, что фактически профильное сопротивление (Fф) данного крыла будет иметь меньшее свое значение в период подхода крыла к позиции (3), Фиг. 12 (т.к. данное крыло подойдет к этой позиции с коэффициентом профильного сопротивления Спр. равным 1,05 ед.), чем если бы оно имело свое профильное сопротивление после его остановки (т.е. после прекращения его движения) в позиции (3), где его коэффициент профильного сопротивления Спр. мгновенно возрастает до значения Спр. равным 1,4ед. Из этого следует, что из-за меньшего значения коэффициента профильного сопротивления Спр. крыла при подходе его, от позиции (2) к позиции (3), Фиг. 12 и является основным недостатком (минусом) односекционного крыла.

Теперь рассмотрим профильное сопротивление (Fф), Фиг.8,6), односекционного крыла, в фазе полувзмаха, при движении его крыла от позиции 3 к позиции 2, Фиг. 14. Здесь профильное сопротивление данного односекционного крыла будет проявляться так же, как и в фазе маха (I), Фиг. 12, но с той лишь разницей, что здесь набегающий поток будет натекать на крыло с противоположной стороны, а это значит, что и движение его оси вращения будет направлено в сторону слева - направо, т.е. противоположно предыдущему (оси, изображённой на Фиг. 12), которое происходило в сторону справа - налево со скоростью V, Фиг. 12. Из этого случая следует, что если совместить две фазы маха (Фиг. 12) и взмаха (Фиг. 14) вместе, то данное устройство, т.е. его ось вращения, будет стоять на одном месте. Это третий "минус", как недостаток, односекционного крыла.

Теперь, в шестом эксперименте, рассмотрим профильное сопротивление (Fф), Фиг. 8, 6), того же односекционного крыла в фазе полувзмаха (Фиг. 14), но с движением его оси (1) слева - направо, со скоростью V, и данное движение этого крыла назовем "парашютным" или движением "плашмя". Здесь уже движение крыла от позиции 3 до позиции 2, Фиг. 14, будет происходить за счёт энергии набегающего потока, а не

принудительно. При таком движении крыла миделево сечение будет меняться от S мид.3 до S мид.4, как и в диске с изменяемой площадью а), б), Фиг. 4. Как и у односекционного крыла (в фазе I, Фиг. 12) подобное будет происходить и у этого же крыла в фазе полувзмаха, позиция 2, Фиг. 14, т.е. возрастает величина миделевого сечения, но с той лишь разницей, что здесь до окончания перестройки потока в его передней зоне (S мид.4), коэффициент профильного сопротивления (Спр.) на этот период перестройки потока будет иметь значение ближе к осредненному: $S_{пр.ср.} = (1,4ед + 1,17ед) : 2 = 1,28 ед.$, т.е. при миделевом сечении (S мид.4) коэффициент профильного сопротивления его, поначалу, до окончания перестройки потока, будет иметь величину осредненного значения (1,28 ед.), а после окончания перестройки данного потока в передней зоне данного крыла, коэффициент профильного сопротивления данного миделевого сечения - S мид.4 (Спр.) изменится в сторону уменьшения со значения 1,28 ед. до значения 1,17 ед., т.е. профильное сопротивление сеченая (S мид.4) будет иметь в дальнейшем свой "естественный", заниженный, коэффициент профильного сопротивления равный 1,17 ед. подобно сечению (S мид.) изображенному на Фиг. 9. Наличие повышенного профильного сопротивления (Fф) в конце фазы полувзмаха (положение 2, Фиг. 14) - это один из "плюсов" эффекта односекционного крыла в режиме "парашютирования" или движения "плашмя". Данная схема движения односекционного крыла защищена авторскими свидетельствами и патентами.

Теперь возникает вопрос, как использовать эффект односекционного крыла, в режиме "парашютирования" в машущем крыле подобно птичьему. Для этого случая в седьмом эксперименте я решил два односекционных крыла объединить одной общей осью 1, по схеме двухсекционного крыла, изображенного на Фиг. 15, 16 и с общим видом его на Фиг. 17. Из схемы двухсекционного крыла видно, что каждое крыло состоит из двух секций (подобно схеме односекционного крыла) - внутренней 2 и внешней 3, соединенные между собой осями 4 и 5 соответственно.

Теперь разберем "плюсы" и "минусы" двухсекционного крыла. На Фиг. 15 изображено двухсекционное крыло в режиме маха. На Фиг. 16 изображено то же двухсекционное крыло в режиме взмаха. Разберем работу двухсекционного крыла в режиме маха, Фиг. 15. Исходное положение его в режиме начального маха показано на Фиг. 15, позиция 1, где внешняя секция крыла 3, как бы, прижата к внутренней секции крыла 2, за счёт установленной между ними дополнительной пружины 6 (7). Причём прижатие обеих секций крыла 2 и 3 ограничено размером пружины 6 (7) в сжатом положении. Дополнительно на Фиг. 15 мы видим, что прижатие обеих секций крыла 2 и 3, в позиции 1 вызвано с целью уменьшения его миделевого сечения, подобно миделевому сечению (S' мид.) в позиции 1, Фиг. 12.

На всех схемах двухсекционного крыла (Фиг. 15,16,17) отсутствует принудительное раскрытие и сложение секций крыла (2 и 3), как в режиме маха, так и в режиме взмаха, т.е. изменение положения внешней секции крыла (3) происходит только за счёт энергии набегающего потока либо снизу крыла, либо сверху крыла. Но для того, чтобы полное раскрытие

