053-09
В-44

[redacted]. Экз. № 0610

НАРОДНЫЙ КОМИССАРИАТ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРО-ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
им. проф. Н. Е. Жуковского

ТРУДЫ ЦАГИ

№ 565 с. п.

УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ КРЫЛА

Я. Г. Виленский

ИЗДАТЕЛЬСТВО БЮРО НОВОЙ ТЕХНИКИ НКАП
1945

629.13(06)
В-44

Биб-ка 1515

Научно-Исследоват. и-т
Тех. библиотека
Гражд. возд. флота

2690
6733
2504
8684
4255
3236
6044
6980
3481
4864

ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕН

УПС — управление пограничным слоем,
ПС — пограничный слой,
Q — секундный расход воздуха [$м^3/сек$],
V — скорость потока [$м/сек$],
V_i — индикаторная скорость полета [$м/сек$],
$V_{ист}$ — истинная скорость полета [$м/сек$],
u — средняя скорость в щели отсасывания или сдувания [$м/сек$],
S — площадь крыльев [$м^2$],
F — часть площади крыльев с УПС [$м^2$],
f — относительная часть площади крыльев с УПС:

$$f = \frac{F}{S},$$

l — размах крыльев [$м$],
b — хорда крыла [$м$],
$l_щ$ — размах щитка [$м$],
$l_з$ — размах закрылка [$м$],
$b_щ$ — хорда щитка [$м$],
$b_з$ — хорда закрылка [$м$],
α° — угол атаки крыла в градусах,
$\alpha^\circ_{кр}$ — угол атаки крыла при $c_{y\,max}$,
α°_0 — у
$\delta_з$ — у
θ — у
зо
γ — у
c_q — к

c_p — коэфициент давления:

$$c_p = \frac{\rho u^2/2}{\rho V^2/2},$$

c_e - коэфициент мощности:

$$c_e = \frac{N}{\rho S \frac{V^3}{2} \eta},$$

N — полная затрачиваемая на УПС мощность,
η — коэфициент полезного действия установки,
x — координата положения щели отсасывания или сдувания по хорде,
H_i — ширина щели в отсеке,
$Re_{оп}$ — число Рейнольдса опыта (подсчитанное по средней геометрической хорде крыла).

ПРОВЕРЕНО

ПРОВЕРЕНО 1964 г.

ЦАГИ ТРУДЫ ЦАГИ №565 с. п.

УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ КРЫЛА

Я. Г. ВИЛЕНСКИЙ

053-042-011
В-44

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Работа посвящена изучению влияния управления пограничным слоем крыла (сдувание и отсасывание) на подъемную силу самолета. В работе рассмотрены физические основы явления отсасывания и сдувания пограничного слоя и приведены результаты опытов с УПС в аэродинамических трубах Т-102 (ЦАГИ) и Т-2 (ВВА) и результаты летных испытаний переоборудованного самолета ДБ-3 – УПС. В приложениях даны некоторые соображения о возможных схемах практического внедрения УПС в практику самолетостроения.

ВВЕДЕНИЕ

В 1904 году профессор Прандтль для подтверждения разработанной им теории пограничного слоя, объяснявшей образование вихревой зоны за цилиндром отрывом пограничного слоя, впервые провел качественный опыт с отсасыванием пограничного слоя на цилиндре. Результаты опыта подтвердили выводы теории: удаление пограничного слоя действительно уменьшило вихревую зону и сопротивление и приблизило обтекание цилиндра к потенциальному. По прошествии почти двадцати лет Аккерет и Бетц, воспользовавшись общей идеей Прандтля, предложили применять отсасывание пограничного слоя для предотвращения раннего отрыва потока у крыльев и, таким образом, увеличить максимальную подъемную силу и уменьшить сопротивление формы. Для этой же цели предлагалось использовать и метод сдувания пограничного слоя. В последнее время возник и ряд других идей использования отсасывания пограничного слоя, в частности, идея применения отсасывания пограничного слоя для уменьшения сопротивления трения путем увеличения области крыла, обтекаемой ламинарным пограничным слоем (благодаря воздействию отсасывания ламинарный пограничный слой в области перехода становится столь тонким, что переход его в турбулентное состояние задерживается). Применительно к ламинарным профилям отсасывание пограничного слоя может увеличить степень устойчивости ламинарного участка, сделав его менее чувствительным ко всяким внешним возмущениям, и одновременно увеличить значения $c_{y\,max}$, что особо важно именно для этих профилей. Отсасывание пограничного слоя можно с успехом применить для предотвращения отрыва потока у сильно расширяющихся диффузоров, в частности в аэродинамических трубах, в системе охлаждения мотора и т. п. (Возможно, что путем отсасывания удастся значительно уменьшить сопротивление крыльев при больших скоростях полета).

Опыты, проведенные в различных странах мира, в основном подтвердили реальность части высказанных предположений. Действительно, при помощи управления пограничным слоем (УПС) крыла было получено уменьшение профильного сопротивления крыльев, в особенности толстых, и значительное увеличение подъемной силы при одновременном увеличении критического угла атаки и уменьшении угла нулевой подъемной силы. Отсасывание пограничного слоя предотвращает ранний отрыв пограничного слоя даже у сильно искривленного профиля, обеспечивая плавное обтекание крыла до значительных углов атаки.

Исследования, проведенные в ЦАГИ, позволили установить весьма важную и отличительную, в сравнении с существующими видами механизации крыла, особенность применения отсасывания и сдувания пограничного слоя на самолете. Применение УПС возможно и даже наиболее целесообразно в сочетании с другими уже применяющимися на самолете видами механизации крыла (щитки, закрылки, предкрылки и т. п.). При этом оказывается, что эффективность использования УПС даже несколько возрастает. Отсюда

053-042-011
Из библиотеки не выносить
826а
Киевский Институт ГВФ
БИБЛИОТЕКА
78174

следует важный вывод: с помощью УПС можно значительно увеличить предельные значения c_y и $c_{y\,max}$, достижимые в настоящее время при применении обычной механизации крыла. Таким образом, применение УПС на самолете может значительно изменить летные качества самолета, а именно: улучшить взлетно-посадочные характеристики (уменьшить $V_{отр}$, $V_{пос}$, взлетно-посадочную дистанцию и т. д.), увеличить грузоподъемность, дальность и высотность, улучшить маневренность (уменьшить радиус и время виража), устранить местные срывы на крыле и их вредное влияние на другие свойства самолета (бафтинг и т. п.) и т. д.

Возможность разностороннего улучшения летных качеств самолета путем применения УПС неоднократно привлекала внимание конструкторов и исследователей; выдвигались многочисленные предложения технической реализации этого нового вида механизации крыла. Однако до сих пор задача практического применения УПС не вышла из стадии эксперимента. Объяснить этот факт следует прежде всего тем, что на предыдущих этапах развития авиации (малые скорости, малые нагрузки на квадратный метр площади крыла) не было нужды прибегать к более сложным видам механизации крыла, каковым является применение УПС крыла. Применение щитков, закрылков и т. п. вполне решало задачу обеспечения нужного прироста $c_{y\,max}$. На современном этапе развития авиации, когда поставлена задача изыскания новых путей дальнейшего увеличения подъемной силы крыла, применение УПС было бы крайне желательно, но при осуществлении его встает ряд трудностей. Эти трудности главным образом связаны с решением вопроса об источнике обеспечения на самолете достаточно большого расхода отсасываемого или сдуваемого воздуха для получения значительного прироста подъемной силы. При применении УПС на режимах V_{max}, взлет, вираж и т. п. встает и другая трудность, связанная с необходимостью обеспечения малых потерь в сети, проводящей воздух, с тем, чтобы эквивалентный коэфициент полезного действия системы УПС (с учетом эффекта отсасывания) был выше к. п. д. винта и чтобы величина затрачиваемой на УПС мощности была мала по абсолютной величине.

Исследования показали, что эти трудности не являются непреодолимыми. К настоящему времени уже наметились некоторые конкретные пути их преодоления. Коротко об этих путях сказано ниже.

В настоящей работе изложены результаты трубных испытаний крыла и модели самолета с УПС, а также результаты первой серии испытаний переоборудованного под „летающую лабораторию“ самолета ДБ-3 с отсасыванием пограничного слоя в полете. Наряду с этим в работе приведены физические основы явления отсасывания и сдувания пограничного слоя и некоторые соображения о возможных схемах практического внедрения идеи управления пограничным слоем крыла в практику самолетостроения. В работе в основном рассматривается влияние УПС на подъемную силу самолета.

Автор пользуется случаем выразить благодарность проф. П. П. Красильщикову за участие в проведении испытаний прямоугольного крыла и за общие полезные указания в работе, а также и всем сотрудникам, принимавшим участие в специальных испытаниях и проектировании установок.

I. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ЯВЛЕНИЯ ОТСАСЫВАНИЯ И СДУВАНИЯ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

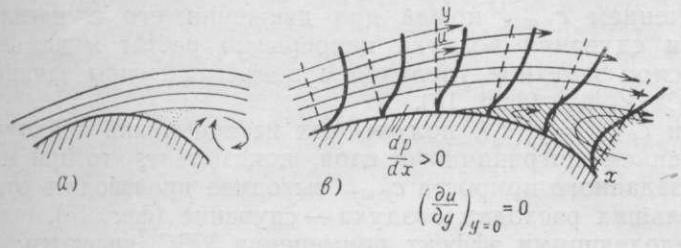
Рассмотрим движение крыла бесконечного размаха с острой задней кромкой в невязкой жидкости, находящейся в покое. При движении крыла жидкость, прилегающая к передней части профиля, приобретает некоторое ускорение, а у задней — некоторое замедление. За крылом жидкость находится в состоянии покоя, следовательно, вся приобретенная жидкостью кинетическая энергия в процессе ускорения затрачивается на преодоление положительного градиента давления в процессе торможения.

В случае вязкой жидкости часть приобретаемой ею кинетической энергии затрачивается на преодоление силы трения внутри пограничного слоя. Вследствие этого остающаяся часть энергии становится уже недостаточной для преодоления существующего за минимумом давления положительного градиента давления, и, следовательно, позади профиля жидкость не приходит в состояние покоя, а наоборот, появляются токи в направлении движения крыла. В результате в области, где $\frac{dp}{dx} > 0$, происходит отрыв пограничного слоя и вихреобразование (фиг. 1,*а*). Профили скоростей в пограничном слое вблизи точки отрыва потока даны на фиг. 1,*в*. Существование пограничного слоя и его отрыв, как известно, в значительной части определяют величину профильного сопротивления крыла и являются причиной того, что подъемная сила не может постоянно увеличиваться вместе с увеличением угла атаки до теоретического максимума для

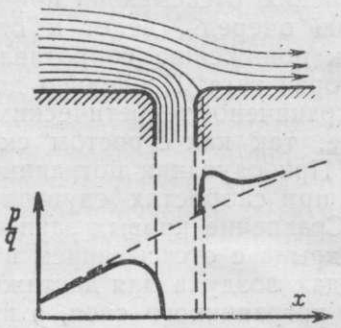
невязкой жидкости. Предотвратить образование вихрей и появление раннего отрыва пограничного слоя возможно путем управления пограничным слоем крыла — отсасывания и сдувания.

Отсасывание пограничного слоя состоит в том, что сильно увеличившаяся часть пограничного слоя в области точки отрыва удаляется посредством отсасывания внутрь крыла до того, как возникает отрыв потока, после чего позади щели отсасывания образуется новый пограничный слой, допускающий дальнейшее нарастание давления на профиле крыла. При отсасывании пограничного слоя благоприятно изменяется распределение давления на профиле и, в первую очередь, впереди щели отсасывания. Толщина пограничного слоя впереди щели отсасывания уменьшается, а профиль скоростей приобретает форму, характеризующую безотрывное течение в пограничном слое. Это явление в процессе отсасывания носит название собственно отсасывания пограничного слоя.

Наряду с этим явлением при отсасывании пограничного слоя имеет место и другое явление, так называемый эффект стока. Его действие распространяется на внешний по-



Фиг. 1. Профили скоростей и линии тока вблизи точки отрыва пограничного слоя



Фиг. 2. Распределение давления вблизи отсасывающей щели

тенциальный поток и проявляется в дополнительном изменении картины распределения давления непосредственно у щели отсасывания. Впереди и позади щели образуется отрицательный градиент давления, обеспечивающий, при определенной интенсивности отсасывания, безотрывное обтекание твердых границ. Распределение давления вблизи отсасывающей щели и линии тока даны на фиг. 2. Сплошной линией изображается распределение давления при течении вязкой жидкости с учетом стока, пунктирной — распределение давления без учета последнего. Надо заметить, что вообще эффект стока в потенциальном потоке не оказывает сколь-либо заметного влияния на рост подъемной силы. Проведенные проф. В. В. Голубевым и Н. А. Заксом теоретические расчеты [8], [9][1] наглядно это иллюстрируют. Наоборот, влияние стока в вязкой жидкости весьма заметно, оно благоприятно действует на дальнейшее развитие пограничного слоя, способствуя не столь быстрому его отрыву.

Эффект собственно отсасывания пограничного слоя определяется величиной отношения расхода отсасываемого воздуха через щель к расходу в пограничном слое. Эффект стока не связан этой зависимостью. Количество отсасываемого воздуха должно быть доведено до таких размеров, чтобы его было достаточно для создания такого распределения давления непосредственно у щели, которое способствовало бы предотвращению отрыва потока.

Явление собственно отсасывания пограничного слоя и эффект стока в реальном обтекании действуют совместно и в определенной зависимости друг от друга; удельный вес каждого из них в общем эффекте отсасывания различен при различной интенсивности отсасывания, но оба эти явления действуют таким образом, что реальное обтекание тела вязкой жидкостью приближается по своим характеристикам к обтеканию тела потенциальным потоком.

Ниже на фиг. 32 приведены экспериментальные кривые распределения давления по хорде крыла модели самолета УТ-1 при отсасывании и без отсасывания пограничного слоя. Как нетрудно видеть, значение $\overline{p}$ у хвостика профиля с увеличением интенсивности отсасывания приближается к единице. Меняется также резко и градиент давления у хвостовой части профиля, свидетельствующий о наличии плавного безотрывного обтекания даже на поверхности отклоненного на угол $\delta_з = 50°$ закрылка. Весовые испытания и наблюдения за спектрами обтекания крыла показывают на наличие значительного увеличения за счет отсасывания критического угла атаки крыла, а следовательно, и подъемной силы. Однако заметим, что предельно достижимое значение $c_{y\,max}$ крыла при

[1] См. библиографию в конце статьи.

отсасывании пограничного слоя не может превзойти теоретического значения $c_{y\,max}$ крыла при движении его в потенциальном потоке. В этом при значительных расходах воздуха начинает сказываться уже отрицательное влияние стока.

Отсасывание пограничного слоя вследствие уменьшения толщины слоя может оказать также существенное влияние на увеличение области крыла, обтекаемой ламинарным пограничным слоем. Это, в свою очередь, должно привести к уменьшению величины сопротивления трения. Однако до сих пор обстоятельные опыты по выяснению этого вопроса никем не были поставлены.

Явление сдувания пограничного слоя отлично от явления отсасывания и заключается в том, что на поверхность обтекаемого профиля выбрасывается по направлению основного потока струя воздуха, сообщающая пограничному слою дополнительную кинетическую энергию, достаточную для предотвращения раннего отрыва потока; при этом в отличие от явления отсасывания при сдувании толщина пограничного слоя увеличивается, что, в свою очередь, ведет к одновременному уменьшению напряжения трения у стенки, т. е. к понижению сопротивления трения. За счет реакции струи получается также и некоторая тяга. Предельно достижимое значение $c_{y\,max}$ при сдувании пограничного слоя не ограничено теоретическим значением $c_{y\,max}$ крыла при движении его в идеальном потоке, так как с ростом скорости сдувания воздуха непрерывно растет и подъемная сила. При сдувании пограничного слоя заметное увеличение подъемной силы начинается лишь при скоростях сдувании $V_{сд} \geqslant V_{полета}$ (фиг. 15).

Сравнение кривых зависимости $c_{y\,max} = f(c_q)$, полученных из испытаний прямоугольного крыла с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя, показывает, что при малых расходах воздуха для достижения заданного прироста $c_{y\,max}$ выгоднее производить отсасывание пограничного слоя, а при больших расходах воздуха — сдувание (фиг. 15).

Основными параметрами, определяющими эффект применения УПС, являются:

а) расход отсасываемого или сдуваемого[1] воздуха Q с безразмерным коэфициентом

$$c_q = \frac{Q}{FV};$$

б) относительная часть площади крыла с УПС

$$f = \frac{F}{S}.$$

В ряде предыдущих работ по УПС, в частности в работе Закса [9], выбран как основной параметр коэфициент мощности c_e, определяемый уравнением:

$$c_e = \frac{\frac{\rho u^3}{2}}{\frac{\rho V^2}{2}} \frac{Q}{FV} = c_p c_q.$$

Коэфициент c_e, как нетрудно видеть, определяет лишь ту часть мощности, которая затрачивается на чистое всасывание воздуха в щель. Как показали испытания модели самолета УТ-1 и самолета ДБ-3—УПС, эта часть затрачиваемой мощности мала по сравнению с общей затрачиваемой на УПС мощностью, а следовательно, коэфициент c_e не может служить определяющим параметром, в частности для выбора рациональных размеров щели отсасывания.

Коэфициент мощности c_e мог бы быть определяющим параметром, если бы он определялся из уравнения:

$$c_e = \frac{N}{\rho S \frac{V^3}{2} \eta},$$

где N — полная затрачиваемая на УПС мощность.

---

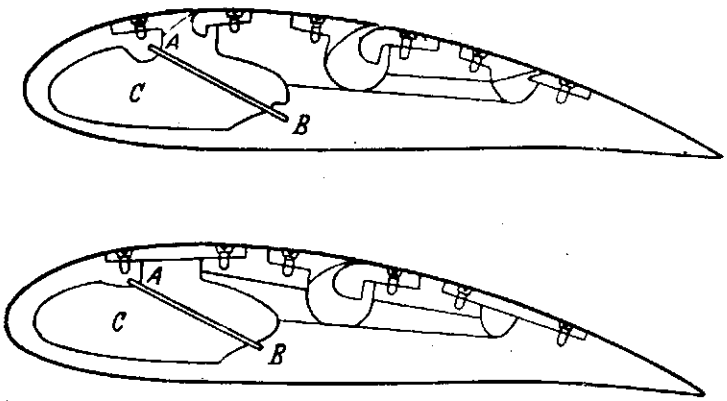
[1] Для сдувания пограничного слоя, возможно, более правильным было бы вместо коэфициента c_q ввести другой параметр, характеризующий величину сообщенной пограничному слою дополнительной энергии.

II. ОПЫТЫ С ОТСАСЫВАНИЕМ И СДУВАНИЕМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ Т-102 (ЦАГИ) И Т-2 (ВВА)

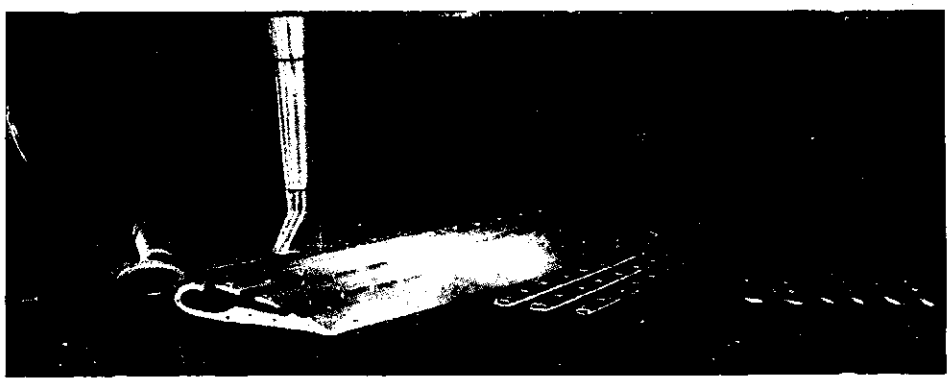
1. Испытания прямоугольного крыла с УПС в аэродинамической трубе Т-2[1]

А. Объект испытания. Силовая нагнетательная установка УПС

Опыты с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в трубе Т-2 производились на прямоугольном крыле с эллиптическими законцовками (именуемые в дальнейшем „концами А") и на крыле без законцовок. Прямоугольная часть крыла размахом 0,7 *м* и хордой 0,2 *м* была сделана из дураля. Профиль крыла — теоретический профиль „инверсия эллипса" с параметрами: относительная толщина $\bar{c}=20\%$, относительная вогнутость $\bar{f}=5\%$ и отношение радиуса кривизны в носике и хвостике $k=20$. Крыло полое внутри, разделено поперечной перегородкой на две симметричные части. Верхняя поверхность крыла имеет три легкосъемных продольных планки, позволяющих устанавливать для УПС щели нужной ширины и формы на следующих расстояниях от передней кромки крыла (считая по хорде): $x_1=0{,}25b$; $x_2=0{,}5b$ и $x_3=0{,}75b$. Внутри крыла для обеспечения равномерного поля скоростей сдувания вдоль размаха щели установлена опытным путем подобранная пластинка (решетка), имеющая отверстия, уменьшающиеся от торцов крыла к плоскости симметрии. Модель крыла в разрезе показана на фиг. 3. Размах крыла с концами А $l=1{,}0$ *м*, $\lambda=5{,}34$. Профиль законцовки идентичен основному профилю. Для нагнетания или отсасывания воздуха к концам крыла крепились металлические трубы—„подводящие шланги", оси которых совпадали с осью вращения крыла при изменении угла атаки.



Разрез крыла для сдувания пограничного слоя

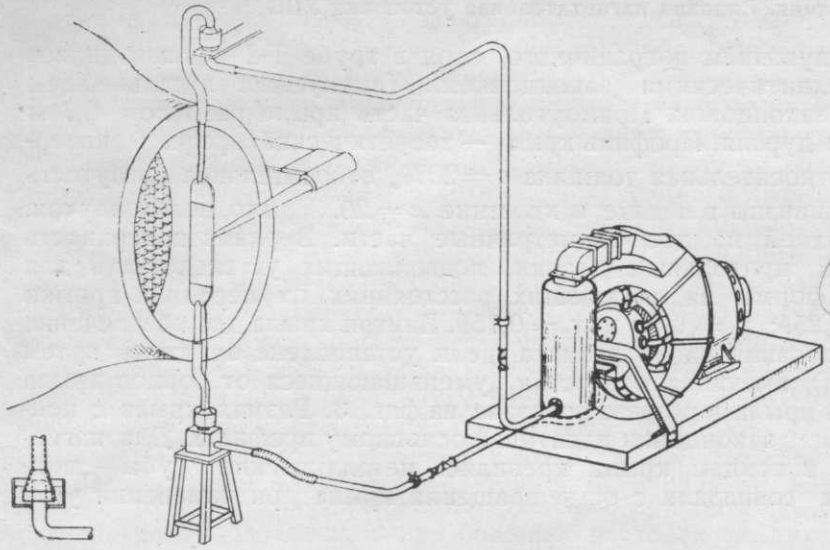


Фиг. 3

Силовая нагнетательная установка УПС находилась вне рабочей части трубы; она состояла из следующих основных элементов: электромотора постоянного тока, центробежного нагнетателя, демпфера и воздухопровода, разветвляющегося на два колена, присоединяемых к подводящим шлангам крыла через ртутные колокола. В трубопроводе

[1] Испытания прямоугольного крыла проводились в лаборатории ВВА по заданию ЦАГИ и под руководством П. П. Красильщикова и автора статьи.

устанавливались диафрагма для измерения расхода воздуха и дроссельная заслонка для регулирования его. Крыло крепилось в вертикальном положении на жестких двухкомпонентных весах 2КТ-2 с помощью стандартной шпорообразной державки. Схема установки крыла в аэродинамической трубе приведена на фиг. 4.



Фиг. 4. Схема установки крыла в аэродинамической трубе

Б. Содержание, обработка и результаты испытаний

Испытания крыла с законцовкой и без законцовки А производились как при отсутствии на крыле какой-либо механизации, так и при установленных на нем щитках и закрылках (см. фиг. 5). При этом при всех вариантах дополнительно производилось отсасывание или сдувание пограничного слоя с верхней поверхности крыла. При испытаниях варьировались следующие параметры: коэфициент расхода c_q; ширина щели H; положение щели по хорде x; угол отклонения щитка или закрылка $\delta_з$; относительная часть площади крыла с УПС f; скорость потока в трубе V. Число Рейнольдса опыта $Re_{оп}$ менялось в пределах $2{,}76 \times 10^5 \div 4{,}14 \times 10^5$.

Перед основными испытаниями были проведены тарировка диафрагм для замера расхода воздуха, опыты по определению влияния подводящих шлангов на замеряемые

Исходное гладкое крыло с профилем „инверсия эллипса“ без механизации и без УПС

Крыло без механизации. Отсасывание и сдувание пограничного слоя производится через щели, расположенные на $x = 0{,}5\,b$ и $x = 0{,}75\,b$

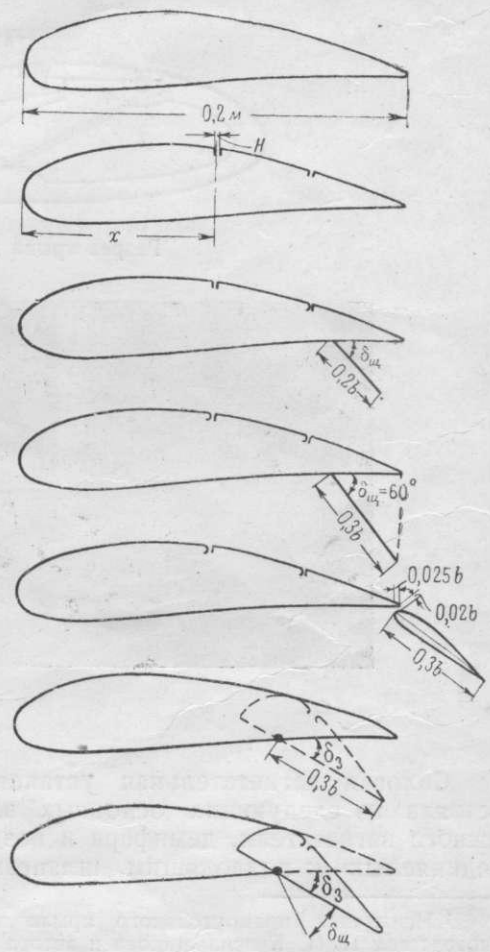
Крыло с простым щитком. Отсасывание и сдувание пограничного слоя производится через щели, расположенные на $x = 0{,}5\,b$, $x = 0{,}75\,b$; $l_щ = 0{,}7$ *м*

Крыло со щитком ЦАП. Отсасывание и сдувание пограничного слоя производится через щели, расположенные на $x = 0{,}5b$, $x = 0{,}75\,b$; $l_щ = 0{,}6$ *м*

Крыло с подвесным закрылком. Сдувание пограничного слоя производится через щели, расположенные на $x = 0{,}5\,b$, $x = 0{,}75\,b$; $l_з = 0{,}6$ *м*

Крыло со специальным закрылком. Отсасывание пограничного слоя производится с поверхности закрылка; $l_з = 0{,}7\,l$

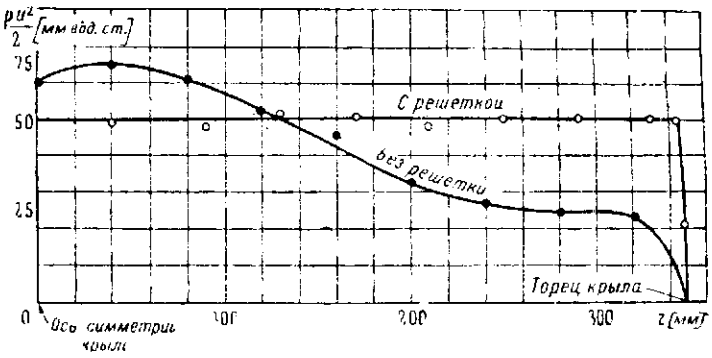
Крыло с комбинированным щитком-закрылком. Отсасывание пограничного слоя производится с поверхности закрылка



Фиг. 5

аэродинамические силы, снятие поля скоростей в щели сдувания вдоль размаха и др. Поля скоростей сдувания при установленной решетке и без нее приведены на фиг. 6.

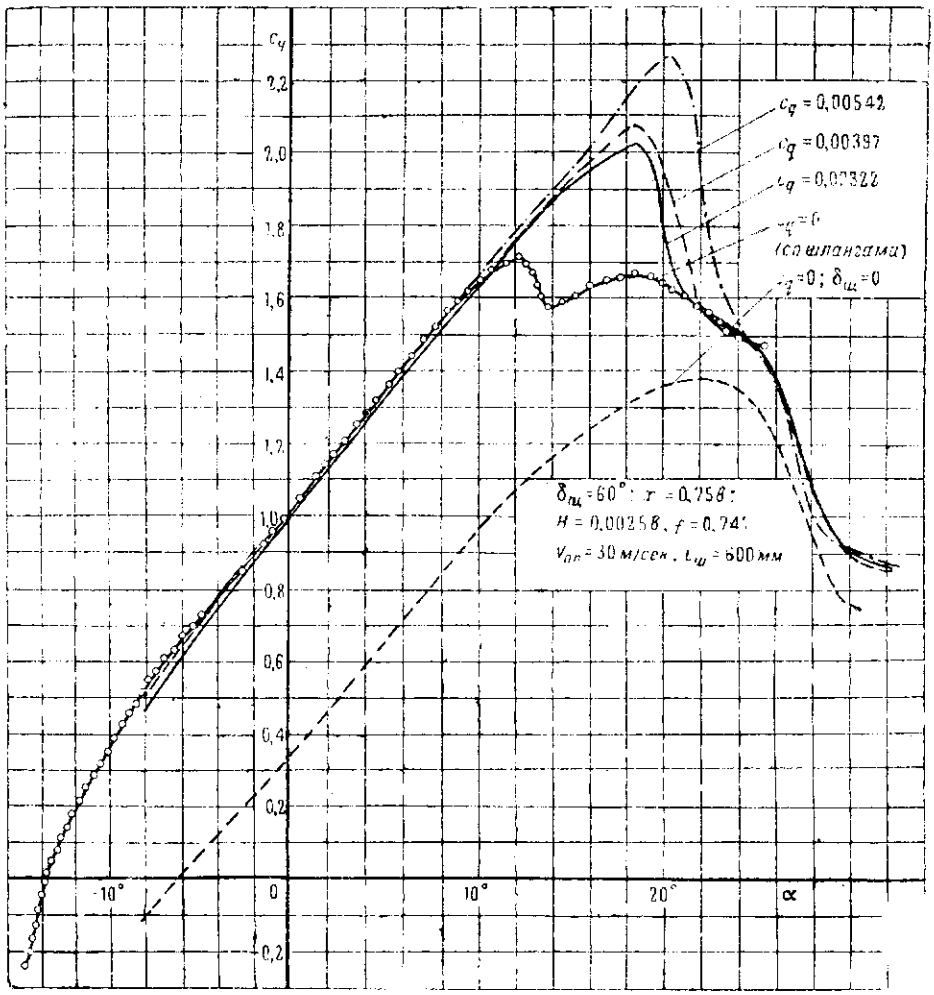
Коэфициенты аэродинамических сил подсчитывались по обычным формулам. В результаты испытаний вводились поправки на влияние подводящих шлангов[1], на индукцию трубы и косизну потока. Материалы испытаний представлены в виде сводных диаграмм зависимостей: $c_y = f(\alpha)$ и Δc_y в функции: c_q; H; f; $\delta_з$; x; V. Характеристики опытов, а также необходимые основные геометрические размеры крыла и механизации приведены на тех же диаграммах.



Фиг. 6. Поле скоростного напора по размаху щели

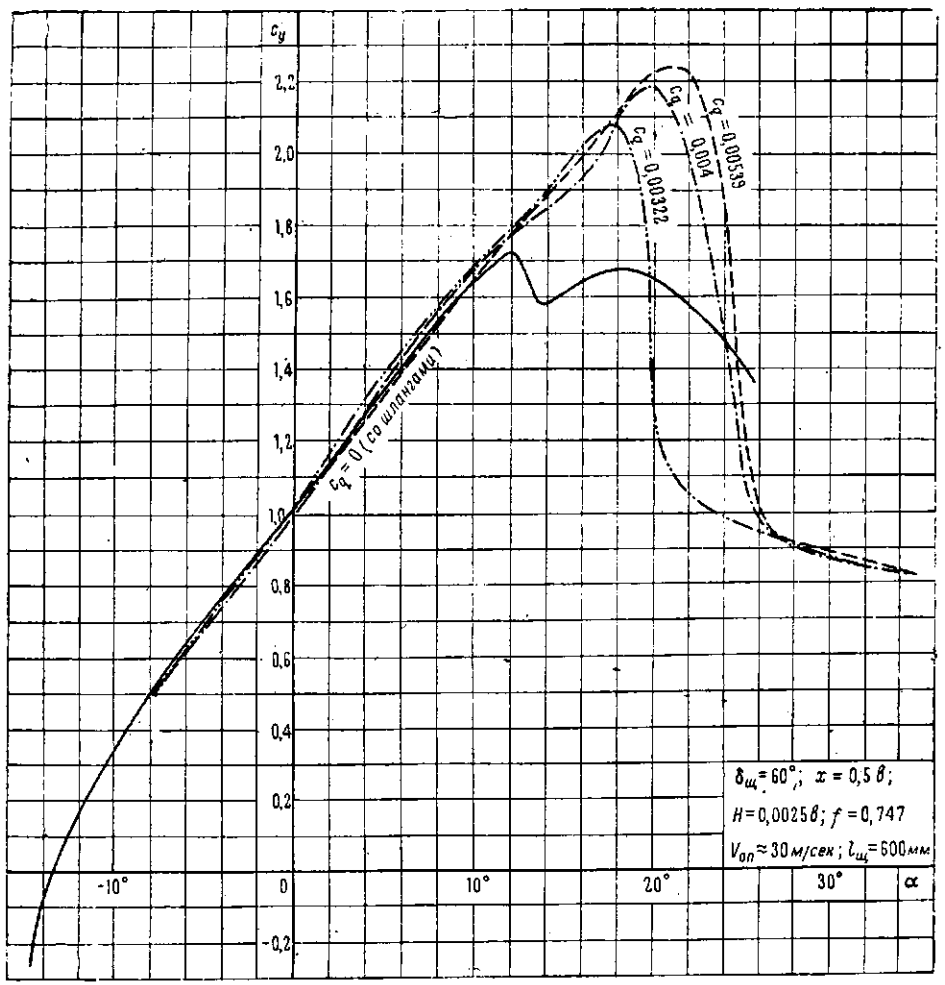
Анализ основных материалов испытаний позволяет сделать следующие выводы:

1. При отсасывании и сдувании пограничного слоя с верхней поверхности крыла имеет место значительное дополнительное возрастание $c_{y\,max}$, в основном связанного с увеличением значения критического угла атаки $\alpha_{кр}$. Производная $\frac{dc_y}{d\alpha}$ и угол нулевой подъемной силы не меняются (фиг. 7—10).

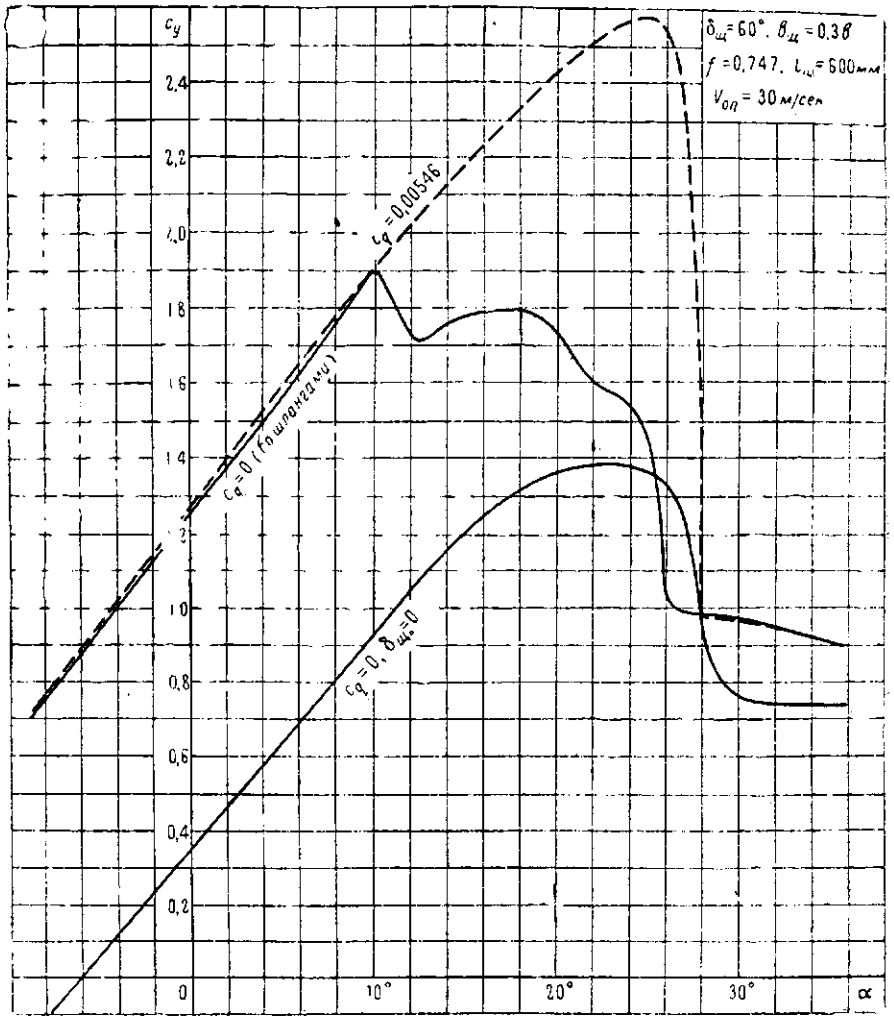


Фиг. 7. Кривые $c_y = f(\alpha)$ крыла с концами А со щитком при различной интенсивности сдувания пограничного слоя

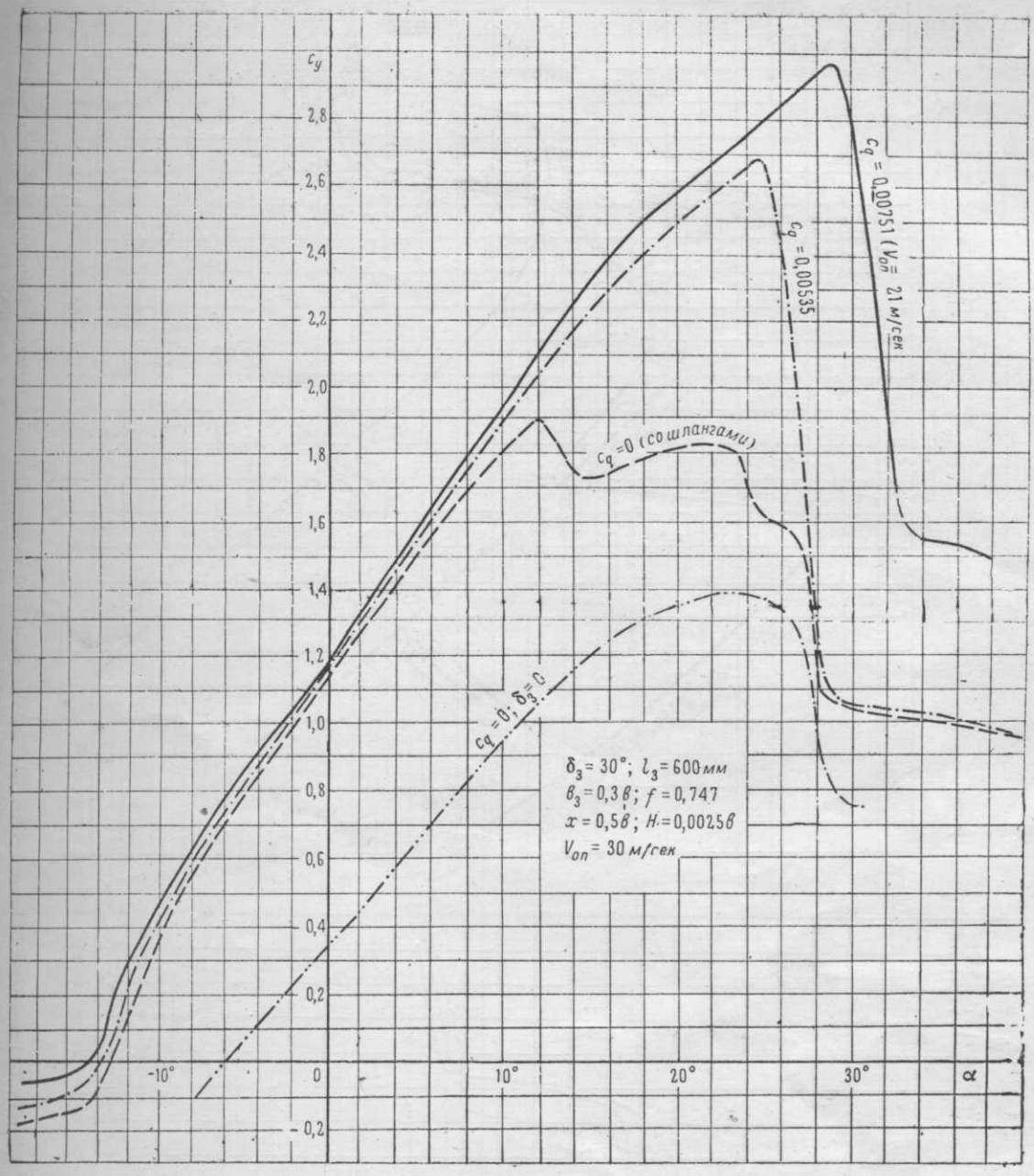
[1] Влияние шлангов на $c_{y\,max}$ крыла различно для различных исследованных видов механизации крыла.



Фиг. 8. Кривые $c_y = f(\alpha)$ прямоугольного крыла с концами А со щитком при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя



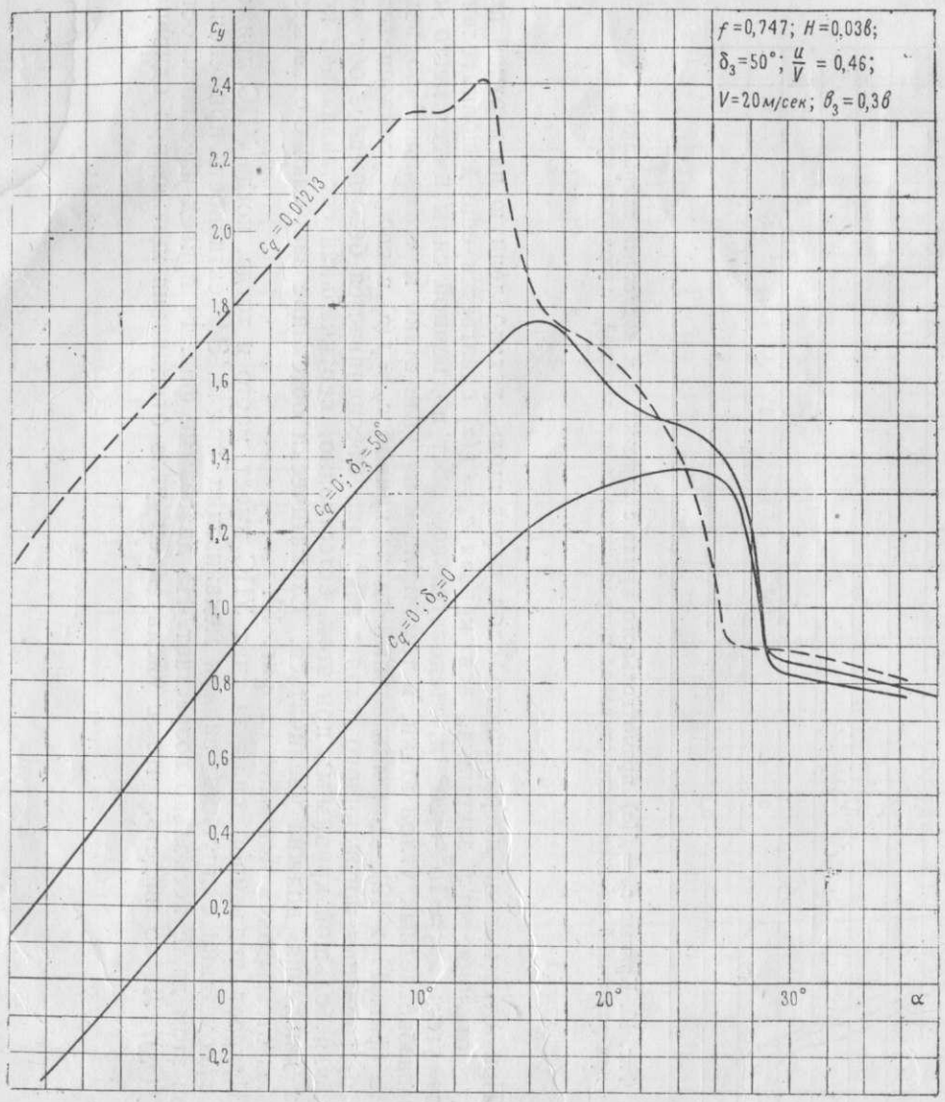
Фиг. 9. Кривые $c_y = f(\alpha)$ прямоугольного крыла с концами А со щитком ЦАП при сдувании пограничного слоя с верхней поверхности крыла



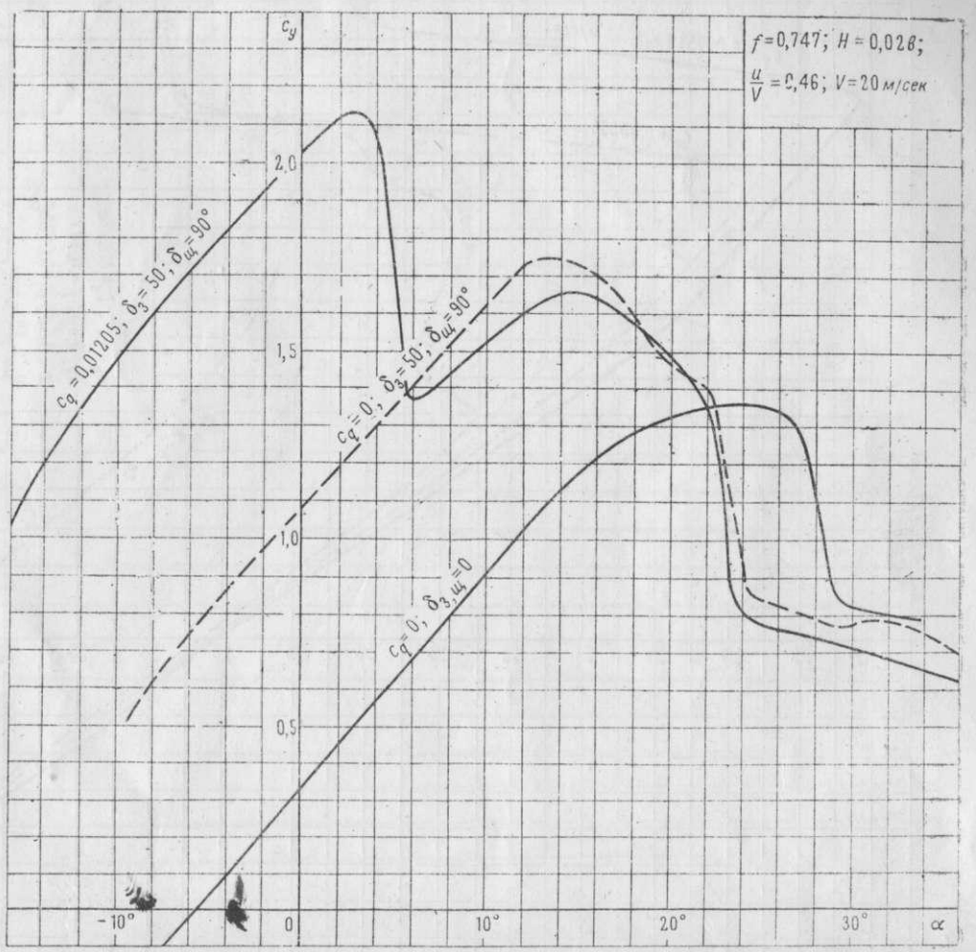
Фиг. 10. Кривые $c_y = f(\alpha)$ прямоугольного крыла с концами А и подвесным закрылком при различной интенсивности сдувания пограничнного слоя с верхней поверхности крыла

2. При отсасывании пограничного слоя через щель, установленную на верхней поверхности отклоняемого закрылка, вся кривая $c_y = f(\alpha)$ сдвигается еще дополнительно влево на угол $\Delta\alpha_0 \approx 15° \div 20°$ и, следовательно, рост подъемной силы имеет место на всем диапазоне летных углов атаки, в том числе и на угле атаки максимальной подъемной силы (фиг. 11 и 12). Дополнительный сдвиг кривой $c_y = f(\alpha)$ влево обусловлен тем, что при отсасывании пограничного слоя с закрылка обеспечивается безотрывное обтекание профиля большой кривизны; при этом, естественно, вертикальная составляющая количества движения должна увеличиться. Схематически обтекание закрылка с отсасыванием и без отсасывания показано на фиг. 13.

3. Прирост подъемной силы за счет УПС имеет место и тогда, когда УПС применяется в сочетании с другими видами механизации крыла. Эффективность применения УПС при этом даже несколько возрастает. На диаграмме фиг. 14 приведена зависимость $c_{y\,max} = f(\delta_щ)$. Легко видеть, что с увеличением угла отклонения щитка, при одновре-



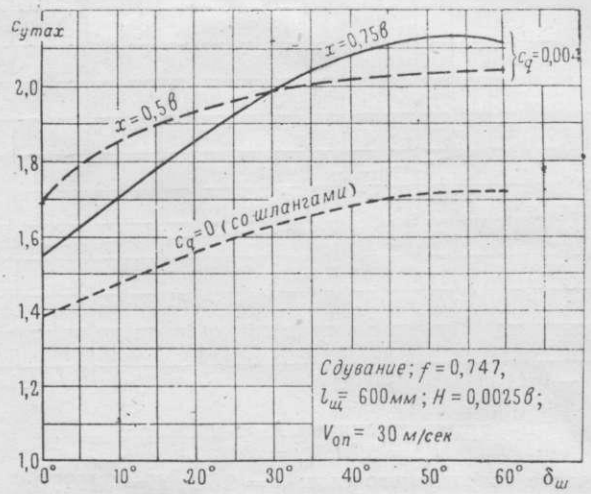
Фиг. 11. Кривые $c_y = f(\alpha)$ прямоугольного крыла с концами А при отсасывании пограничного слоя с поверхности отклоненного закрылка



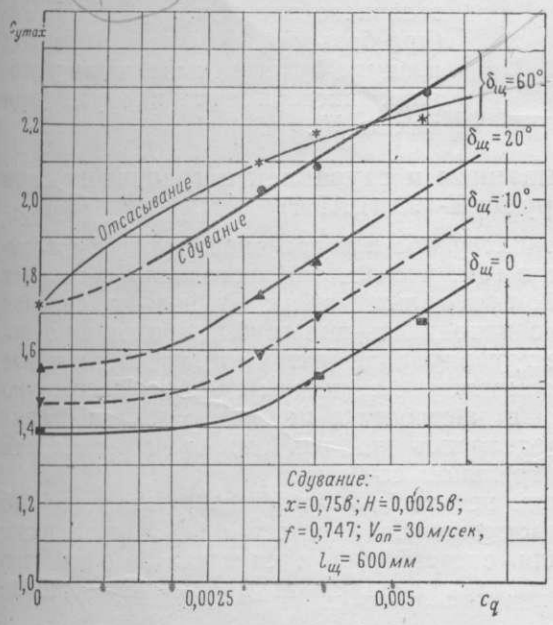
Фиг. 12. Кривые $c_y = f(\alpha)$ прямоугольного крыла с концами А со щитком и закрылком при отсасывании пограничного слоя с поверхности отклоненного закрылка

менном смещении щели назад к задней кромке, производная $\frac{d\Delta c_{y\,max}}{d\delta_{щ}}$ возрастает. Угол наивыгоднейшего отклонения щитка увеличивается вместе с увеличением коэфициента расхода воздуха c_q.

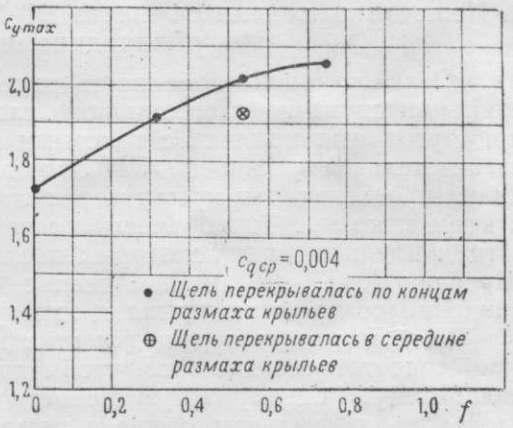
Фиг. 13. Схема обтекания закрылка при отсасывании и без отсасывания пограничного слоя



Фиг. 14



Фиг. 15

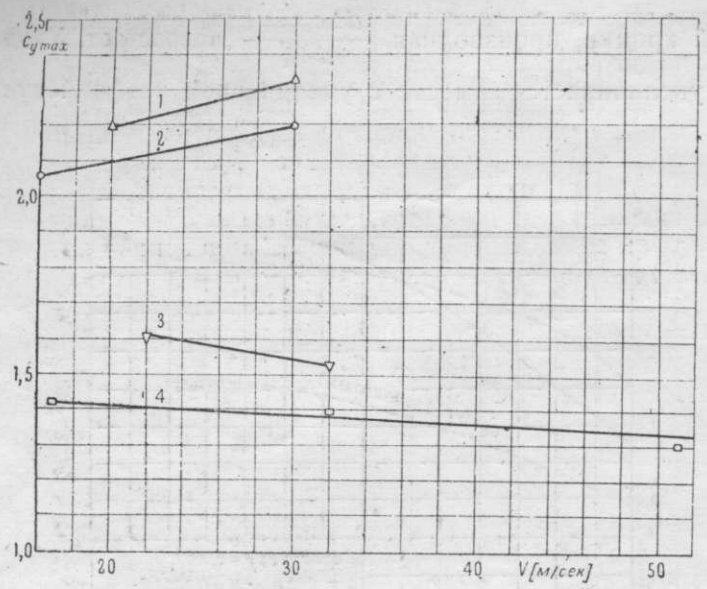


Фиг. 16. Крыло с концами А, сдувание пограничного слоя

4. Возрастание коэфициента подъемной силы за счет УПС пропорционально коэфициенту расхода c_q (фиг. 15). При этом при сдувании пограничного слоя интенсивный рост подъемной силы начинается лишь со скорости сдувания $u_{сд} \geqslant V_{трубы}$. Введение в поток дополнительного воздуха со скоростью $u_{сд} < V_{трубы}$ не только не увеличивает подъемную силу крыла, а наоборот, иногда даже понижает исходное значение $c_{y\,max}$[1]. При отсасывании пограничного слоя наиболее интенсивный рост c_y наблюдается как раз при малых значениях c_q.

5. Коэфициенты $c_{y\,max}$ и c_y[2] на прямолинейном участке кривой $c_y = f(\alpha)$ крыла

[1] Отчасти за счет наличия открытых щелей, через которые производится сдувание с малой скоростью.
[2] При отсасывании с поверхности отклоненного закрылка.



1 — крыло с концами А со щитками; $l_щ = 0{,}7\ l$; $\delta_щ = 60°$
Сдувание пограничного слоя; $x = 0{,}5\ b$; $H = 0{,}0025\ b$; $f = 0{,}747$; $c_q = 0{,}00546$

2 — крыло без концов А со щитками; $l_щ = l$; $\delta_щ = 60°$
Сдувание пограничного слоя; $x = 0{,}5\ b$; $H = 0{,}0025\ b$; $f = 1{,}0$; $c_q = 0{,}004$

3 — крыло без концов А со щитками; $l_щ = 0{,}5\ l$; $\delta_щ = 60°$; без УПС (со шлангами)

4 — крыло без концов А и без щитков, без УПС (без шлангов)

Фиг. 17

с УПС увеличиваются вместе с увеличением части площади крыла с УПС (до значения $f \approx 0{,}7$) (фиг. 16). Следует, однако, отметить, что на эффект применения УПС влияет существенно не только сама по себе величина f. При $f = \text{const}$ не безразлично, где на крыле производить управление пограничным слоем. Опыты показывают, что для получения заметного прироста c_y необходимо, чтобы УПС производилось прежде всего в местах возникновения срыва на крыле; в этих местах должна быть обеспечена и наибольшая интенсивность УПС. Если же область зарождения срыва на крыле велика и она не охвачена УПС, то даже при значительном увеличении интенсивности УПС на остальной части крыла нужного эффекта достигнуть не удается.

6. Увеличение скорости потока в трубе при сохранении $c_q = \text{const}$ благоприятно влияет на величину прироста подъемной силы (фиг. 17). Можно считать, что для заданного прироста $c_{y\,max}$ в полете (при больших V) потребный расход воздуха будет меньше, чем в условиях эксперимента в трубе (при малых V).

2. Испытания модели самолета УТ-1 с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в аэродинамической трубе Т-102 (ЦАГИ)

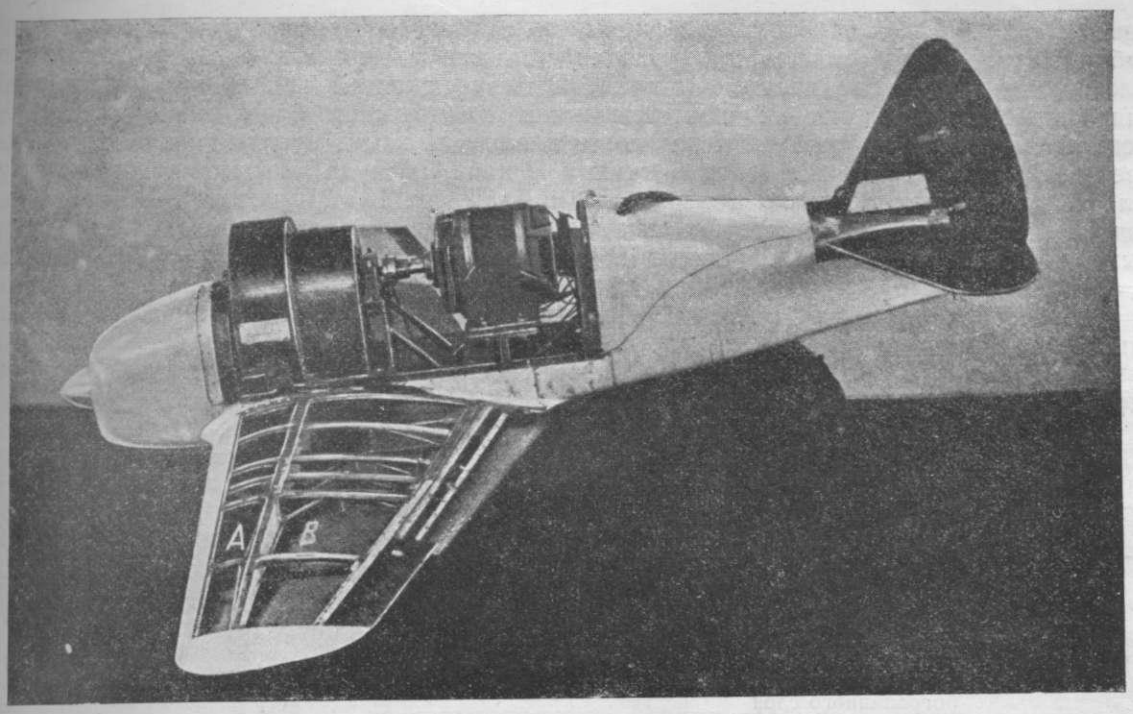
Отличительная особенность ранее проведенных у нас и за границей опытов с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя состоит в том, что все они проводились на малых прямоугольных крыльях с толстыми профилями, при малых числах Рейнольдса; силовая нагнетательная установка УПС большей частью находилась вне трубы, и воздух подводился и отводился к крылу через специальные трубопроводы (патрубки), присоединяемые к концам крыла. Точно учесть их влияние на замеряемые величины сил было достаточно затруднительно. При некоторых исследованиях, в частности в подробных исследованиях Шренка [2], [3], аэродинамические силы определялись по измерениям распределения давления по профилю крыла в одном лишь центральном сечении.

Естественно, что данными этих исследований нельзя было удовлетвориться и их было явно недостаточно для того, чтобы грамотно спроектировать самолет с УПС и произвести надлежащую оценку эффективности применения отсасывания и сдувания пограничного слоя уже на реальном крыле в системе самолета при переменной по размаху толщине профиля и при натурных числах Re.

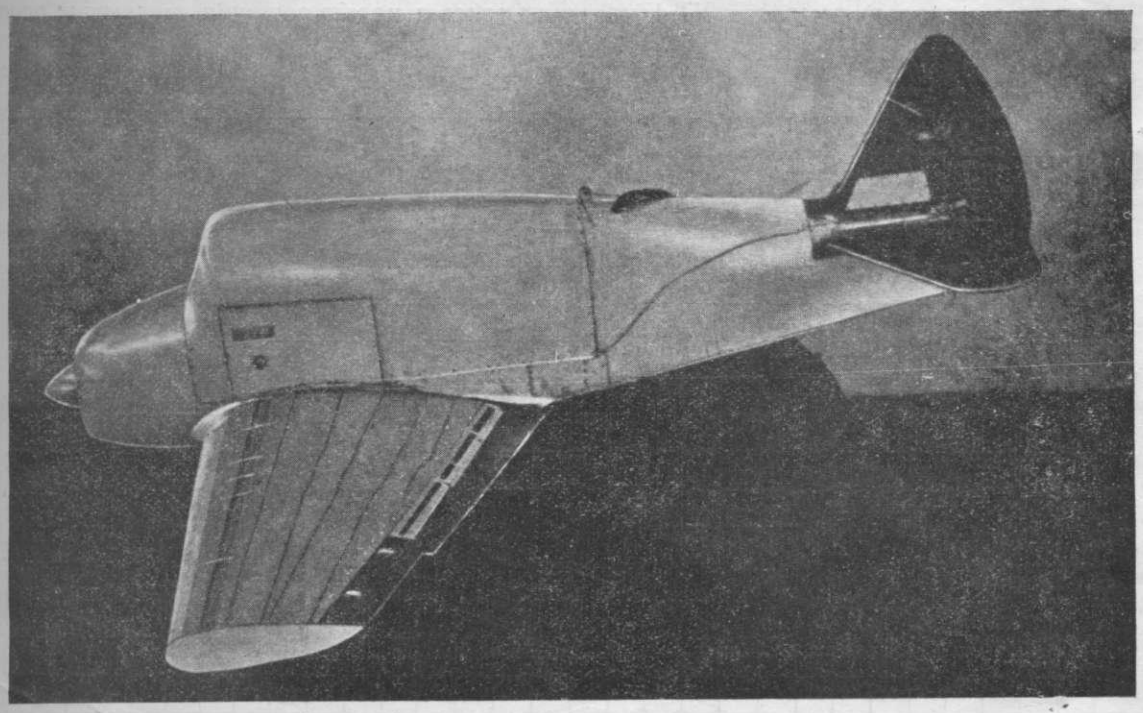
С целью проверки правильности и возможности использования полученных ранее результатов испытания прямоугольного крыла в условиях натурального самолета, а также для дополнения этих данных материалами, учитывающими особенности применения УПС на крыле в системе самолета, были предприняты испытания большой модели самолета УТ-1 с УПС в аэродинамической трубе Т-102 (ЦАГИ).

а) Описание модели и экспериментальной установки

Специально спроектированная и построенная для опытов модель была геометрически подобна самолету УТ-1. Масштаб модели 1:2,3. Фюзеляж модели был несколько расширен в миделевом сечении из-за необходимости размещения в нем электромотора и вентилятора. Модель цельнометаллическая. Размах модели 3,14 *м*. Площадь крыльев $S = 1{,}740\ м^2$. Крыло с профилем „Göttingen-387“ трапецевидной формы в плане имело сужение 1:3,2. Относительная толщина профиля изменялась по размаху в пределах 14 ÷ 8%. Верхняя обшивка крыла съемная, была составлена из отдельных металлических пластин. Такая конструкция позволяла за счет взаимозаменяемости отдельных пластин устанавливать в



Фиг. 18

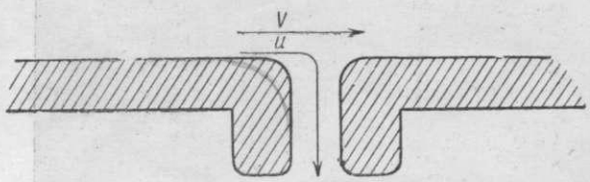


Фиг. 19

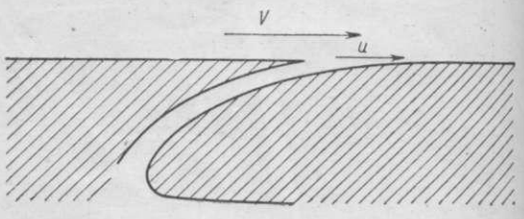
любом месте по хорде и размаху крыла специальные щели для отсасывания и сдувания пограничного слоя. Внутри крыло полое; лонжероном, установленным на 30% хорды от передней кромки крыла, внутренность крыла делилась на две герметично раздельные камеры *A* и *B*. Общий вид модели приведен на фиг. 18 и 19. Отсасывание производилось через прямоугольные щели с перпендикулярными к поверхности крыла стенками (фиг. 20). Ширина щели менялась в пределах 0,5 ÷ 3% хорды крыла. Сдувание производилось через профилированное отверстие, которое было обращено назад (фиг. 21).

Силовая нагнетательная установка УПС находилась внутри фюзеляжа; она состояла из быстроходного электромотора переменного тока и центробежного вентилятора с односторонним всасыванием, всасывающей коробкой на входе и двумя патрубками, снабженными сетками на выходе. За сетками для измерения расхода воздуха были установлены трубки Пито (по одной на каждый патрубок). Предварительно путем специально прове-

денной тарировки была получена зависимость истинного расхода воздуха от показания трубки Пито. Для регулирования раздачи воздуха по крыльям в кожухе вентилятора была вмонтирована специальная лопатка. В силу принятой конструкции крыла и вентилятора всегда при опытах с отсасыванием имело место одновременно и сдувание[1]. Отсасываемый воздух, попадая через щели в одну из камер крыла A или B, затем пройдя через вентилятор, далее проходит в камеру B или A, откуда уже через профилированную щель выдувается на верхнюю поверхность крыла (фиг. 18). Изменение величины расхода воздуха достигалось соответствующим изменением числа оборотов мотора. Первая серия опытов производилась при установленных на крыле простых щитках ($l_щ = 0{,}46\,l$; $b_щ = 0{,}2\,b$; $l_э = 0{,}47\,l$; $b_э = 0{,}16\,b$). В дальнейшем щитки были заменены неразрезными закрылками ($l_з = 0{,}567\,l$; $b_з = 0{,}156\,b$; $l_э = 0{,}363\,l$). При последних опытах на крыле были дополнительно установлены концевые предкрылки ($l_{пр} = 0{,}46\,l$). Для специальных исследований правое крыло было продренировано в одном сечении по хорде, отстоящем от оси симметрии самолета на расстоянии $L = 0{,}6$ *м* ($L = 0{,}191\,l$).



Фиг. 20. Форма щели для отсасывания пограничного слоя

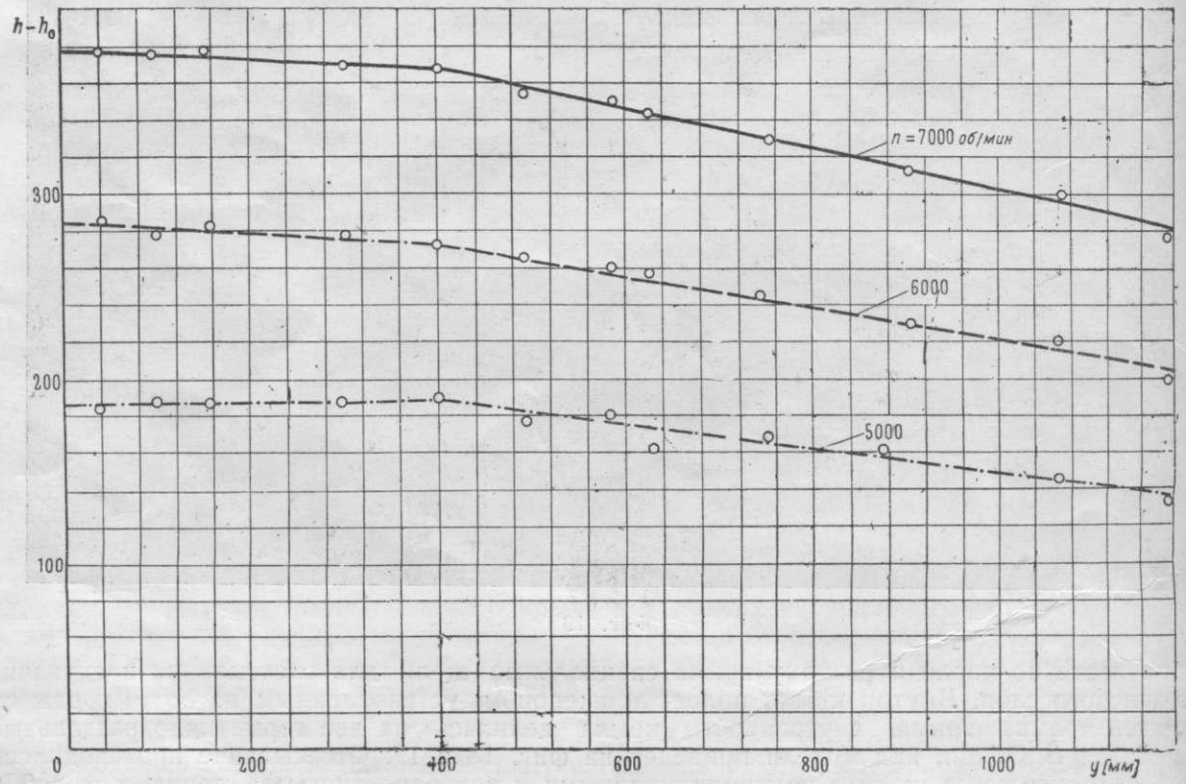


Фиг. 21. Форма щели для сдувания пограничного слоя

б) Содержание, обработка и результаты испытаний

Опыты с моделью самолета УТ-1 производились с целью решения следующих основных вопросов:

1. Установить степень эффективности применения УПС на трапецевидном крыле в



Фиг. 22. Поля скоростей вдоль полуразмаха крыла в щели сдувания при различных оборотах вентилятора; $H_{щели} = 0{,}005\,b$

[1] Сдувание пограничного слоя в сечениях крыла, расположенных вдоль размаха щели, где одновременно производится отсасывание, при углах $\alpha \leqslant \alpha_{кр\ без\ УПС}$ вообще не должно влиять на величину прироста c_y. При малых же значениях коэфициента c_q наличие дополнительного сдувания на 18% хорды крыла даже снижает несколько эффект применения отсасывания.

системе самолета при переменной по размаху толщине профиля и при бо́льших числах $Re_{оп}$.

2. Установить наиболее рациональную схему УПС крыла самолета.

3. Подтвердить результаты испытаний прямоугольного крыла в части возможности дальнейшего повышения c_y и $c_{y\,max}$ механизированного (обычной механизацией) крыла при комбинированном действии основной механизации со сдуванием или отсасыванием пограничного слоя.

4. Установить основную зависимость: $\Delta c_y = f(c_q)$.

5. Получить распределение давления по профилю крыла при отсасывании пограничного слоя и спектры обтекания крыла при различных углах атаки.

Все испытания проводились в открытой аэродинамической трубе ЦАГИ Т-102. Модель подвешивалась на шестикомпонентных весах 6КТ. Большинство опытов велось при скорости потока в трубе $V = 30$ *м/сек* ($Re_{оп} = 1{,}139 \times 10^6$). Часть опытов проводилась при $V = 20$ и 40 *м/сек* ($Re_{оп} \approx 0{,}76 \times 10^6 \div 1{,}52 \times 10^6$).

В начале предпринятых опытов при помощи системы трубок полного напора было исследовано поле скоростей в щели сдувания (вдоль всего размаха). В связи с возрастанием к концам крыльев внутренних гидравлических потерь скорость сдувания на концах была приблизительно на 30—35% меньше, чем скорость в щели на центроплане. На фиг. 22 приведены поля скоростей сдувания вдоль размаха для одного из исследованных вариантов модели при различных числах оборотов мотора, что эквивалентно различным расходам воздуха. Ширина щели 0,5% хорды крыла.

Аэродинамические коэфициенты c_x, c_y, c_m подсчитывались по обычным формулам. В результаты испытаний вводились поправки на индукцию трубы и косизну потока.

Во время проведения каждого опыта поддерживалось постоянное число оборотов электромотора. За счет изменения внешнего обтекания крыла при различных углах отклонения последнего при $n = \text{const}$ несколько менялся расход воздуха. Указанные на приводимых далее диаграммах значения c_q соответствуют углу атаки $\alpha_{кр}$, при котором $c_y = c_{y\,max}$.

Касаясь результатов испытаний модели самолета, следует прежде всего отметить, что применение отсасывания пограничного слоя на реальной схеме трапецевидного крыла в системе самолета при больших числах Рейнольдса, так же как и применение УПС на прямоугольном крыле, увеличивает заметно подъемную силу механизированного (обычной механизацией) и немеханизированного самолета и, в частности, максимальную подъемную силу. Величины прироста c_y и $c_{y\,max}$ зависят главным образом от величины расхода отсасываемого или сдуваемого воздуха, от величины относительной части площади крыла с УПС, от первоначального вида механизации крыла, в сочетании с которым применяется УПС, и от общего характера обтекания крыла, в частности части площади крыла без УПС.

Рассмотрим в отдельности влияние каждого параметра на рост подъемной силы самолета.

1. Эффективность применения УПС на немеханизированном и на механизированном, обычной механизацией (щитки, закрылки), крыле самолета

На диаграммах фиг. 23—26 приведены кривые зависимости $c_y = f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 с различной механизацией крыла, в том числе при применении их в сочетании с УПС. Основные данные исследованных типов механизации приведены соответственно на самих диаграммах, где даны одновременно и характеристики опытов[1]. Из их рассмотрения следует:

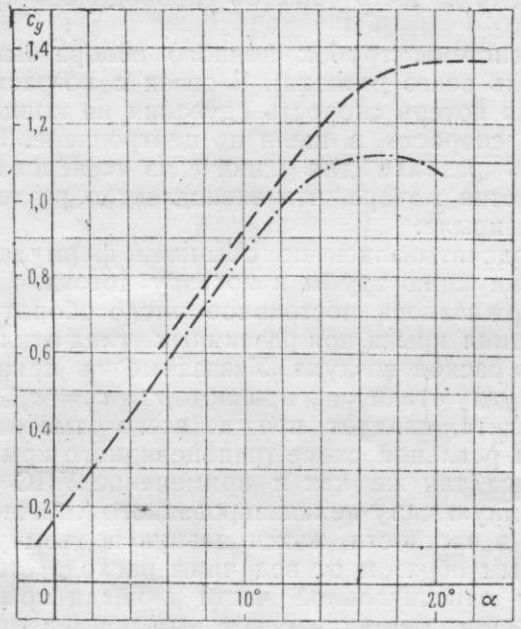
а) При отсасывании пограничного слоя с верхней основной поверхности крыла и выбросе воздуха через переднюю щель сдувания максимальная подъемная сила модели самолета без щитков и со щитками увеличивается за счет УПС почти на постоянную величину и $\Delta c_{y\,max} \approx 0{,}26$ при $c_q \approx 0{,}01$. При этом рост c_y происходит в основном за счет увеличения $\alpha_{кр}$. Наклон кривой $c_y = f(\alpha)$ и угол нулевой подъемной силы α_0 меняются незначительно (фиг. 23 и 24).

б) При отсасывании пограничного слоя с поверхности закрылка кривая $c_y = f(\alpha)$ так же, как и для случая испытания прямоугольного крыла с закрылками, сдвигается параллельно влево, увеличивая по абсолютной величине угол нулевой подъемной силы α_0. Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ остается при этом почти неизменным. При $c_q \approx 0{,}02$ прирост c_y на всем прямолинейном участке кривой $c_y = f(\alpha)$ составляет величину порядка 0,45 (фиг. 25 и 26). Эффект отсасывания удваивает, при указанном значении c_q, эффект применения исходного закрылка. Объяснение факта уменьшения α_0 при отсасывании пограничного слоя с поверхности закрылка было дано раньше (стр. 9).

Величина $\Delta\alpha_0$ зависит от расхода отсасываемого воздуха, от угла отклонения закрылка, от места положения щели на закрылке и от величины хорды закрылка. При наличии возможности обеспечения достаточно интенсивного отсасывания целесообразно хорду закрылка и угол отклонения последнего соответственно увеличивать, а положение щели отсасывания—несколько перемещать за закругление носовой части закрылка, по направлению

[1] Индексы у H соответствует нумерации отсеков крыла между нервюрами (начало отсчета от фюзеляжа).

к задней кромке крыла. При этом можно получить дополнительное увеличение подъемной силы крыла при сохранении нужного угла максимальной подъемной силы. Подобное влияние отсасывания на характеристику подъемной силы открывает новую возможность применения УПС для облегчения взлета тяжело нагруженных самолетов, для увеличения высотности, грузоподъемности и дальности полета. При осуществлении отсасывания пограничного слоя с закрылка (в отличие от отсасывания с поверхности крыла) на режиме

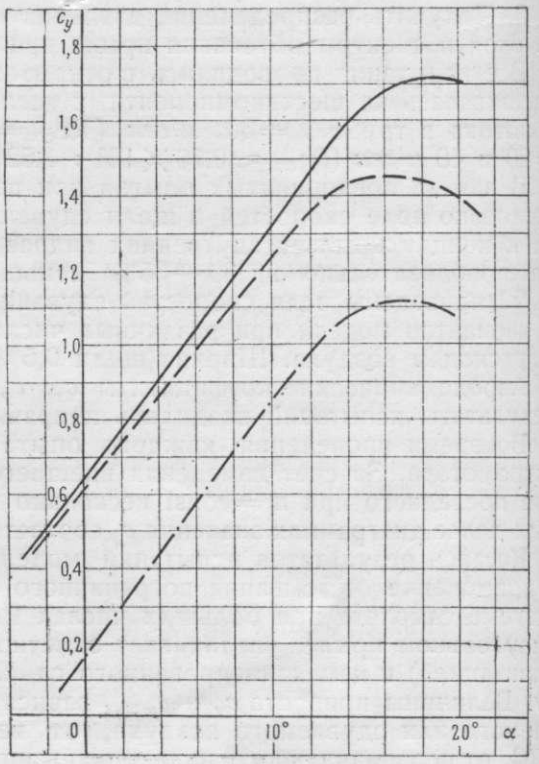


— — — — модель при УПС

——.——. модель без УПС

Сдувание. $x_1=0{,}18\ b$; $H_5=4$ *мм*; $H_6=3$ *мм*.
Отсасывание. $x_2=0{,}62\ b$; $H=0{,}02\ b$;
$c_{q\ \text{отс}}=0{,}00928$; $f_{\text{отс}}=0{,}757$; $f_{\text{сд}}=0{,}302$;
$S=1{,}7407$ *м*²; $V_{\text{оп}}=31{,}7$ *м/сек*

Фиг. 23. Кривые $c_y=f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 с управлением и без управления пограничным слоем крыла (крыло без щитков)



——.——. модель самолета без механизации (поверхность крыла без щелей)

—— —— модель самолета со щитком; $b_{\text{щ}}=0{,}2\ b$; $l_{\text{щ}}=0{,}46\ l$; $\delta_{\text{щ}}=60°$ (поверхность крыла без щелей)

———— модель самолета со щитком и с УПС крыла.
Сдувание. $x_1=0{,}18\ b$; $H_1=0{,}005\ b$; $f=0{,}757$.
Отсасывание. $x_2=0{,}62\ b$; $H=0{,}02\ b$; $f=0{,}757$;
$c_q=0{,}01195$; $S=1{,}7407$ *м*²; $V_{\text{оп}}=30{,}5$ *м/сек*

Фиг. 24. Кривые $c_y=f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 со щитками и с УПС

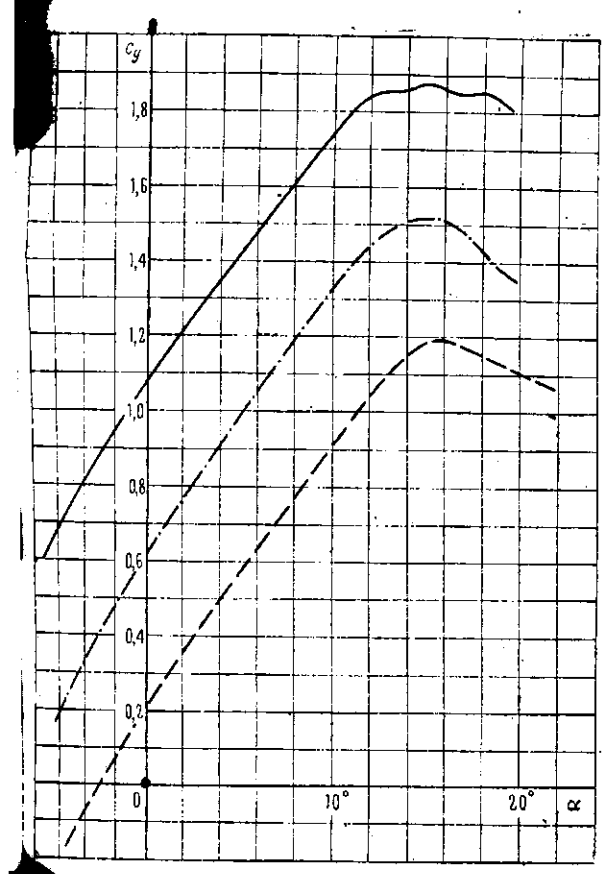
посадки отпадает трудность, связанная с необходимостью изменения стояночного угла атаки и, следовательно, изменения высоты шасси.

Из рассмотрения приведенных диаграмм (фиг. 23—26) следует важный вывод, что эффективность УПС в сочетании с другими известными видами механизации крыла не понижается, а наоборот, несколько возрастает.

2. Влияние общего характера обтекания крыла на эффект применения УПС

Из анализа материалов испытаний прямоугольного крыла было установлено, что наличие на крыле области с преждевременным срывом потока, где не производится УПС, снижает общую эффективность применения УПС на остальной части крыла. Особенно чувствительно это проявилось на трапецевидном крыле в системе самолета. На крыле самолета УТ-1, как это показали наблюдения за спектрами обтекания крыла, срыв потока зарождается и интенсивно развивается на консольной части крыла. Применение отсасывания пограничного слоя в центроплане при одновременном, достаточно слабой интенсивности, сдувании пограничного слоя вдоль всего размаха крыла улучшило общее обтекание крыла, но не предотвратило развитие раннего срыва на консоли. Вследствие этого прирост c_y за счет УПС был явно занижен. Для повышения эффективности использования УПС на модели самолета были установлены концевые предкрылки[1]. Применение их без УПС не дало

[1] Впоследствии было установлено, что почти этого же эффекта можно достигнуть достаточно интенсивным сдуванием пограничного слоя на консоли крыла.



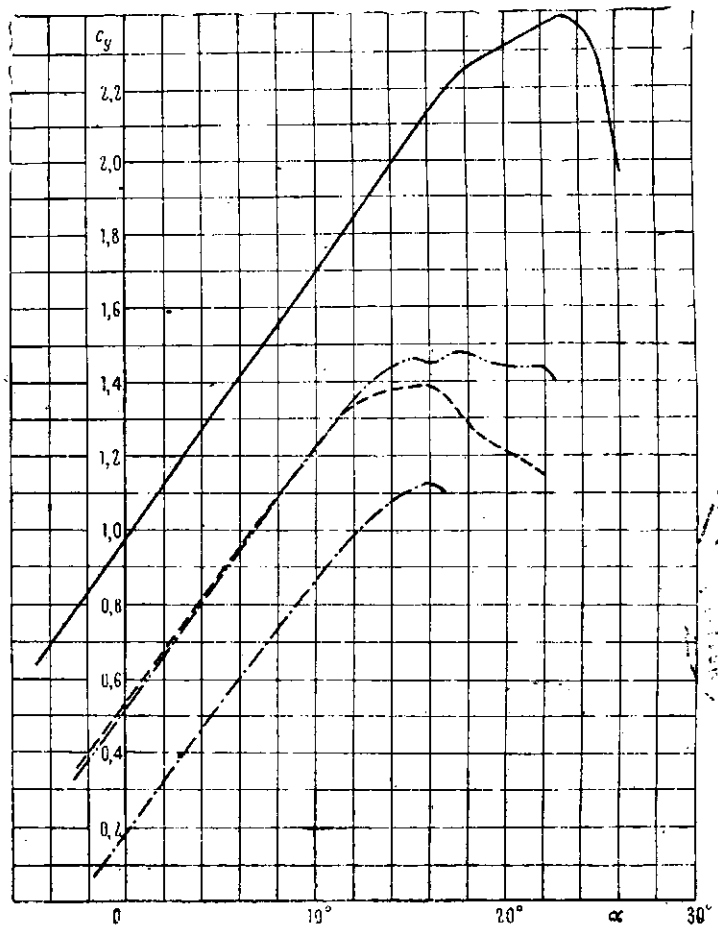
— — модель самолета без механизации (поверхность крыла без щелей)

—·— модель самолета с закрылками, $b_з = 0,156\ b$; $l_з = 0,567\ l$; $\delta_з = 50°$ (поверхность крыла без щелей)

——— модель самолета с закрылками и с УПС крыла. Сдувание. $x = 0,18\ b$; $H_{1,2} = 6$ *мм*; $H_{3,4,5} = 4$ *мм*; $H_6 = 3$ *мм*

Отсасывание с закрылка — положение № 1; $H = 0,015\ b$; $f_{сд} = 0,757$; $f_{отс} = 0,58$; $c_{q\ отс} = 0,0203$; $S = 1,7407\ м^2$; $V_{оп} = 30$ *м/сек*

Фиг. 25. Кривые $c_y = f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 с закрылками и с УПС



—·— модель без щелей, без УПС, $\delta_з = 0$

— — — модель без щелей, с закрылками, без УПС, $\delta_з = 40°$

—··— то же, но дополнительно установлены на модели концевые предкрылки

——— модель с закрылками и предкрылками и с УПС. Сдувание. $x_1 = 18\%\ b$, $H_{1,2} = 6$ *мм*, $H_к = 5$ *мм*. Отсасывание с закрылка. x_2 — положение № 2, $H = 0,03\ b$, $c_{q\ отс} = 0,0161$, $f_{отс} = 0,58$, $f_{сд} = 0,392$, $S = 1,7407\ м^2$; $b_з = 0,156\ b$, $l_з = 0,567\ l$, $\delta_з = 40°$, $l_{пр} = 0,46\ l$, $V = 30$ *м/сек*

Фиг. 26. Кривые $c_y = f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 с различной механизацией крыла

сколь-либо заметного повышения значения $c_{y\,max}$ ($\Delta c_{y\,max} = 0,08$) (фиг. 26). Наоборот, применение концевых предкрылков в сочетании с отсасыванием пограничного слоя с закрылков обеспечило весьма резкое увеличение прироста $c_{y\,max}$. При $c_q = 0,0161$ прирост $c_{y\,max}$ составил величину порядка 0,9. Коэфициент $c_{y\,max}$ всей модели самолета получился равным 2,4. Напомним, что при применении отсасывания с закрылков, когда одновременно не было обеспечено безотрывное обтекание всей поверхности крыла, прирост $c_{y\,max}$ при $c_q = 0,02$ был равен всего лишь 0,35, т. е. почти в три раза меньше. Значение производной $\frac{dc_y}{d\alpha}$ не изменяется (фиг. 26).

Из указанного выше следует практический вывод: для того, чтобы за счет отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка, кроме общего прироста c_y, имеющего место на всех углах атаки, одновременно получить дополнительное увеличение $c_{y\,max}$ путем увеличения $\alpha_{кр}$, необходимо обеспечить плавное, безотрывное обтекание и на части крыла без УПС. Применять УПС необходимо прежде всего там, где зарождается срыв потока.

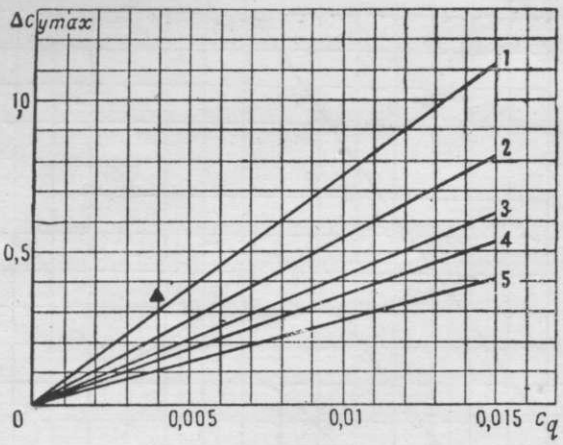
3. Влияние коэфициента расхода отсасываемого или сдуваемого воздуха на прирост подъемной силы крыла

Испытания модели УТ-1 в трубе Т-102 методами весовых измерений аэродинамических сил и определением подъемной силы по распределению давления в одном сечении подтвердили характер зависимости прироста подъемной силы от коэфициента расхода отсасываемого или сдуваемого воздуха, полученного при испытании прямоугольного

1515

826 ст

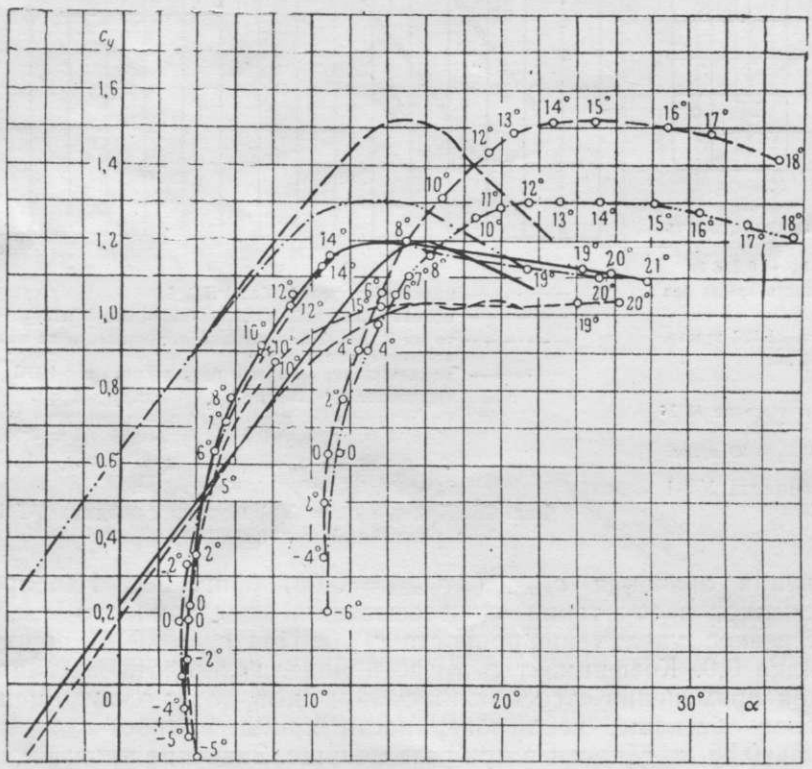
крыла. Результаты весовых испытаний модели при различных схемах УПС крыла приведены на диаграмме фиг. 27, где дана зависимость прироста подъемной силы[1] за счет УПС от коэфициента c_q. При анализе этой диаграммы и сравнении ее с результатами испыта-



1. Сдувание, $x_1 = 0{,}18\ b$, $H_{1,2} = 6$ *мм*, $H_3 = 5$ *мм*, $f_{сд} = 0{,}389$, отсасывание с закрылка — положение № 2, $H = 0{,}03\ b$, $f_{отс} = 0{,}58$, крыло с закрылками и предкрылками, $\delta_з = 40°$, $b_з = 0{,}156\ b$, $l_з = 0{,}567\ l$, $l_{пр} = 0{,}462\ l$.
2. Сдувание, $x = 0{,}18\ b$, $H_{4,5} = 4$ *мм*, $H_6 = 3$ *мм*, $f_{сд} = 0{,}268$; Отсасывание с закрылка—положение № 1, $H = 0{,}015\ b$, $f_{отс} = 0{,}38$ } $\delta_з = 50°$
3. Сдувание, $x = 18\ b$, $H_5 = 4$ *мм*, $H_6 = 3$ *мм*, $f_{сд} = 0{,}302$.
   Отсасывание, $x = 0{,}62\ b$, $H_{1,2,3,4} = 0{,}02\ b$, $f_{отс} = 0{,}455$, крыло со щитком, $b_щ = 0{,}2\ b$, $l_щ = 0{,}46\ l$, $\delta_щ = 60°$.
4. Сдувание, $x = 0{,}18\ b$, $H = 0{,}005\ b$.
   Отсасывание, $x = 0{,}62\ b$, $H = 0{,}02\ b$, $f_{отс} = f_{сд} = 0{,}757$, крыло со щитком, $\delta_щ = 60°$, $b_щ = 0{,}2\ b$, $l_щ = 0{,}46\ l$.
5. Сдувание, $x = 0{,}18\ b$, $H = 0{,}005\ b$, $f_{сд} = 0{,}757$.
   Отсасывание, $x = 0{,}62\ b$, $H = 0{,}02\ b$, $f_{отс} = 0{,}757$, крыло без предварительной механизации

▲ — экспериментальная точка из летных испытаний самолета ДБ-3—УПС

Фиг. 27. Прирост $c_{y\,max} = f(c_q)$ для различных случаев применения УПС на крыле самолета УТ-1 (приведено к $f_{отс} = 0{,}757$)



$\delta_з = 0°$ { модель без щелей; открыты щели. x_2—положение № 2, $x_1 = 0{,}18\ b$, $H_{1,2} = 6$ *мм*, $H_{3,4,5} = 4$ *мм*, $H_6 = 3$ *мм*, $H = 0{,}0015\ b$; открыты щели. x_2—положение № 2, $H = 0{,}03\ b$

$\delta_з = 50°$ { модель без щелей; открыты щели. $x_{2з}$ — положение № 2, $x_1 = 0{,}18\ b$, $H_{1,2} = 6$ *мм*, $H_{3,4} = 4$ *мм*, $H_6 = 3$ *мм*, $H = 0{,}02\ b$,

$S = 1{,}7407\ м^2$; $b_з = 0{,}156\ b$, $l_з = 0{,}567\ l$, $V \approx 30$ *м/сек*

Фиг. 28. Кривая $c_y = f(\alpha)$ модели самолета УТ-1 без управления пограничным слоем при наличии открытых щелей

ния прямоугольного крыла следует иметь в виду, что отсасывание пограничного слоя на модели самолета всегда сопровождалось сдуванием, производимым через щель, установленную вблизи передней кромки профиля на 18% хорды крыла. Это обстоятельство должно было снизить общий эффект применения УПС при скоростях сдувания $u_{сд} < V_{трубы}$. Специально проведенные испытания крыла с закрытыми и открытыми щелями сдувания (при расположении их на 18% хорды) показали, что наличие открытой щели (без УПС) сильно снижает значение $c_{y\,max}$ (фиг. 28). Выдувание воздуха через эту щель со скоростью $u < V$ несколько уменьшает это вредное влияние, но полностью его не устраняет. Отсюда, следовательно, можно сделать вывод, что при малых c_q полученный прирост $c_{y\,max}$, видимо, несколько занижен. Положительный эффект сдувания пограничного слоя при наших испытаниях, выражающийся в затягивании кривой $c_y = f(\alpha)$ до бо́льших углов атаки, т. е. в увеличении $c_{y\,max}$ за счет увеличения $\alpha_{кр}$, имел место лишь при достаточно больших значениях c_q. С учетом

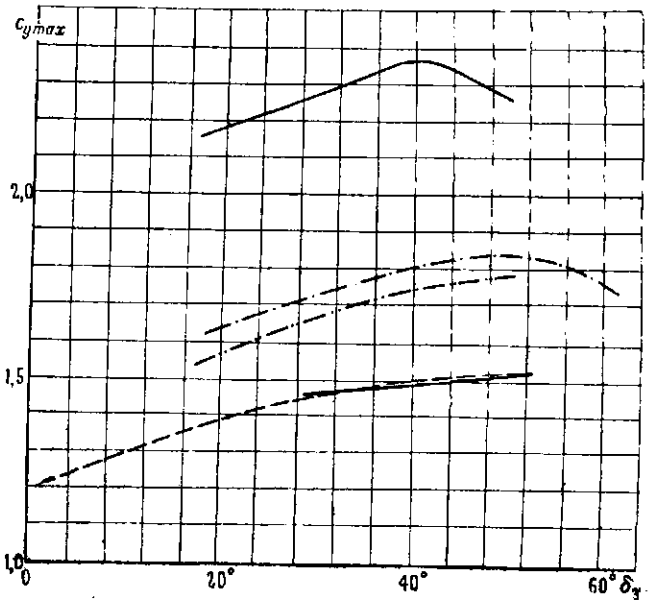
[1] Величина c_q для всех случаев приведена к $f = 0{,}757$.

этих особенностей зависимость $\Delta c_{y\,max} = f(c_q)$ получилась линейная (до значения $c_q \approx 0{,}016$).

Рассмотрение этой же диаграммы приводит к выводу, что наилучшей (из числа рассмотренных) схемой УПС, с точки зрения получения наибольшего прироста подъемной силы на всем диапазоне углов атаки при постоянном значении c_q, является схема отсасывания с поверхности закрылка (при наибольшем значении f) при одновременном обеспечении любыми средствами плавного обтекания части площади крыла без УПС до больших углов атаки.

4. Влияние угла отклонения закрылка на эффект отсасывания

При помощи отсасывания пограничного слоя с верхней поверхности отклоненного закрылка, как уже это было отмечено, удается обеспечить плавное безотрывное обтекание не только на основной части крыла, но и на поверхности закрылка. При этом наивыгоднейший угол отклонения закрылка увеличивается одновременно с увеличением расхода отсасываемого воздуха. Увеличение угла отклонения закрылка при сохранении безотрывного обтекания ведет к дополнительному увеличению кривизны профиля крыла, а отсюда — к изменению значения α_0 и, следовательно, к дополнительному увеличению c_y на прямолинейном участке зависимости $c_y = f(\alpha)$. Если одновременно сохранить безотрывное обтекание до бо́льших углов атаки на части крыла без УПС, то при достаточно большом значении c_q можно одновременно увеличить значение $\alpha_{кр}$. Таким образом, на всем диапазоне летных углов атаки будет иметь место значительный прирост подъемной силы крыла (фиг. 26). Путь значительного увеличения угла отклонения закрылка при одновременном увеличении расхода отсасываемого воздуха, обеспечивающий дополнительный сдвиг кривой $c_y = f(\alpha)$ влево, эффективно применим и на режимах больших c_q, где производная $\frac{dc_{y\,max}}{dc_q}$ резко уменьшается.



——— модель с закрылками и концевыми предкрылками, УПС производится; сдувание, $x = 0{,}18\ b$; $H_{1,2} = 6$ *мм*; $H_3 = 5$ *мм*. Отсасывание с закрылка—положение № 2, $H = 0{,}03\ b$; $f_{сд} = 0{,}389$; $f_{отс} = 0{,}58$; $c_{q\,отс} = 0{,}0138$; $b_з = 0{,}156\ b$; $l_з = 0{,}567\ l$; $l_{пр} = 0{,}462\ l$

——— то же без УПС

—·— модель с закрылками, УПС производится; сдувание, $x = 0{,}18\ b$; $H_{1,2} = 6$ *мм*; $H_{3,4,5} = 4$ *мм*; $H_6 = 3$ *мм*; отсасывание с закрылка—положение № 2; $H = 0{,}03\ b$; $f_{сд} = 0{,}757$; $f_{отс} = 0{,}58$; $c_{q\,отс} = 0{,}019$; $b_з = 0{,}156\ b$; $l_з = 0{,}557\ l$

—··— то же, $c_{q\,отс} = 0{,}0176$

– – – – то же без УПС

Фиг. 29. Изменение $c_{y\,max}$ модели самолета УТ-1 в зависимости от угла отклонения закрылка при УПС и без УПС

На диаграмме фиг. 29 приведена зависимость $c_{y\,max} = f(\delta_з)$ для модели самолета с закрылками и концевыми предкрылками и для модели без концевых предкрылков при нескольких значениях c_q. При $c_q = 0{,}0138$ наивыгоднейший угол отклонения закрылка $\delta_з = 40°$; при $c_q = 0{,}019$ получилось $\delta_{з.\,наив} = 50°$. Значение производной $\frac{dc_{y\,max}}{d\delta_з}$ при УПС несколько увеличивается.

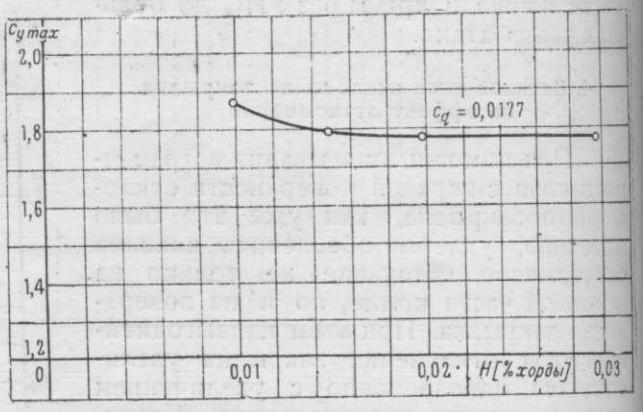
5. Влияние формы, ширины и положения щелей отсасывания и сдувания пограничного слоя на рост подъемной силы крыла

Нашими предыдущими исследованиями [10] и исследованиями других авторов [5] установлено, что для сдувания более выгодной формой щели является такая, которая обеспечивает вытекание воздуха почти по касательной к верхней поверхности профиля по направлению основного потока (фиг. 21). Отсасывание целесообразнее производить через нормальную к поверхности щель с несколько закругленной передней кромкой (фиг. 20). Увеличение числа щелей по хорде отрицательно влияет на рост Δc_y.

При отсасывании или сдувании пограничного слоя с основной поверхности крыла наивыгоднейшее положение щели лежит в пределах 45—60% хорды (считая от перед-

ней кромки)[1]. От положения щели отсасывания на закрылке в сильной степени зависят величины $\Delta\alpha_0$ и $\alpha_{кр}$.

При расположении щели позади выступающего за профиль скользящего закругления закрылка потребный расход для заданного прироста $c_{y\,max}$ несколько больше, чем для случая более переднего расположения щели, но зато предельные возможности роста $\Delta c_{y\,max}$ в первом случае бо́льшие. При более заднем расположении щели увеличивается величина $\Delta\alpha_0$ и обеспечивается возможность получения значения $c_{y\,max}$ на меньших критических углах атаки. Ставить щель далеко позади закругления не рекомендуется из-за сильного возрастания потребных расходов. Наличие открытой щели на закрылке (без УПС) практически не вызывает уменьшения $c_{y\,max}$ и увеличения $c_{x\,min}$. Открытая щель сдувания, расположенная на 18% хорды (от передней кромки), вызывает резкое снижение $c_{y\,max}$ (фиг. 28). Изменение ширины щели в пределах от одного до трех процентов хорды крыла мало сказывается на прирост $c_{y\,max}$ (фиг. 30). Ширина щели может сказаться на величине затрачиваемой на УПС мощности, если удельный вес потерь на всасывание в общей сумме потерь велик. Практически потери на чистое всасывание малы и, следовательно, целесообразнее остановиться на использовании малых ширин щели (0,75÷1,0% хорды). Эффект отсасывания до значения $f \approx 0{,}6$ пропорционален величине части площади крыла с УПС, следовательно, целесообразно увеличивать размах закрылка, а вместе с этим и размах щели отсасывания до указанного выше предела.



УПС производится:
Сдувание, $x_1 = 0{,}18\,b$; $H_{1,2} = 6$ *мм*; $H_{3,4,5} = 4$ *мм*; $H_6 = 3$ *мм*.
Отсасывание с закрылка — положение № 2, H—переменное

Фиг. 30. Изменение величины $c_{y\,max}$ модели самолета УТ-1 в зависимости от ширины щели отсасывания на закрылке при c_q=const

6. Распределение давления по хорде крыла и спектры обтекания крыла с отсасыванием пограничного слоя

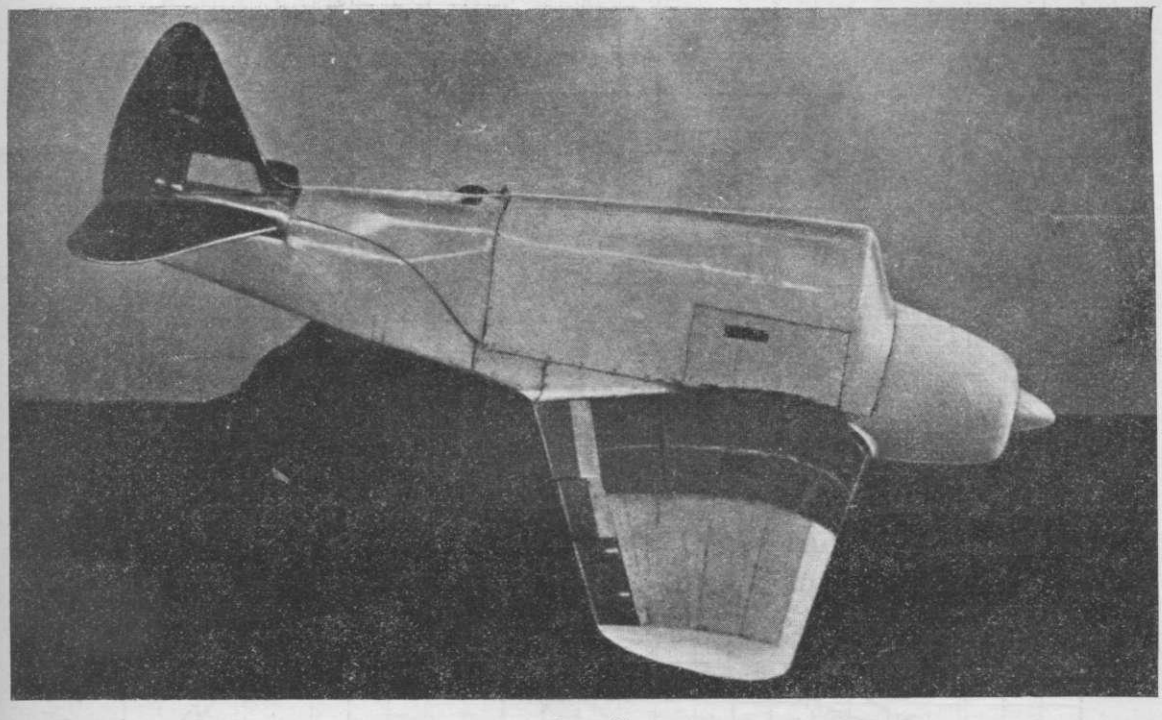
Для получения картины распределения давления по хорде крыла при отсасывании пограничного слоя правое крыло модели самолета УТ-1 было продренировано в сечении, отстоящем от оси симметрии самолета на расстоянии $L = 0{,}6$ *м* ($L = 0{,}191l$). Для устранения влияния неровностей поверхности на результаты измерений бо́льшая часть поверхности крыла, прилегающая к указанному сечению, была тщательно сглажена и отполирована (фиг. 31). На правом крыле были сохранены щели для отсасывания пограничного слоя при $x = 62\%$ хорды и на закрылке. Испытания велись большей частью с какой-либо одной открытой щелью, другая в это время тщательно закрывалась. Щель для сдувания на этом крыле также была закрыта. Отсасываемый воздух с правого крыла выбрасывался через щель сдувания или через специально установленный выхлопной патрубок на левом крыле. Измерения распределения давления по хорде производились при различных значениях скорости отсасывания u, скорости потока V, угла атаки α, угла отклонения закрылка $\delta_з$, положения щели по хорде x и т. д. Методика получения кривой распределения давления при отсасывании пограничного слоя ничем не отличалась от обычно принятой.

На сводных диаграммах фиг. 32—35 приведены кривые распределения давления по хорде крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя через щель, установленную на верхней поверхности отклоненного на угол $\delta_з = 50°$ закрылка. Ширина щели $H = 0{,}01b$. Размах щели $l_щ = 0{,}56l$. Скорость потока в трубе $V = 30$ *м/сек*. Испытания производились при различных углах атаки крыла. Часть опытов была проведена с установленными на крыле концевыми предкрылками.

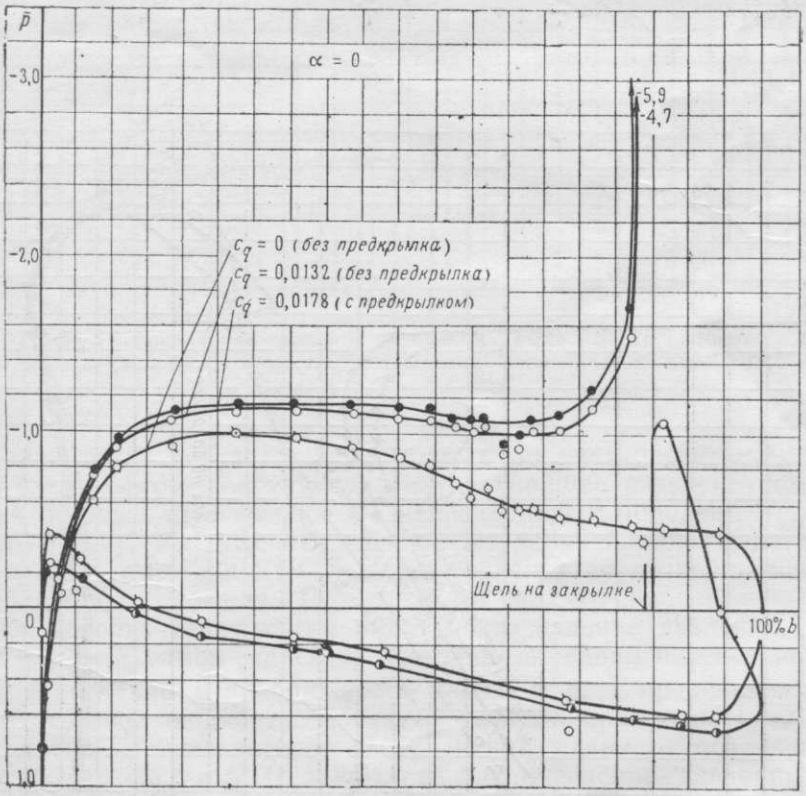
Анализ этих диаграмм позволяет установить основные особенности изменения кривой распределения давления, связанные с применением отсасывания пограничного слоя.

Как и следовало ожидать, наибольшие изменения кривой распределения давления имеют место в окрестности расположения щели отсасывания. Непосредственно впереди

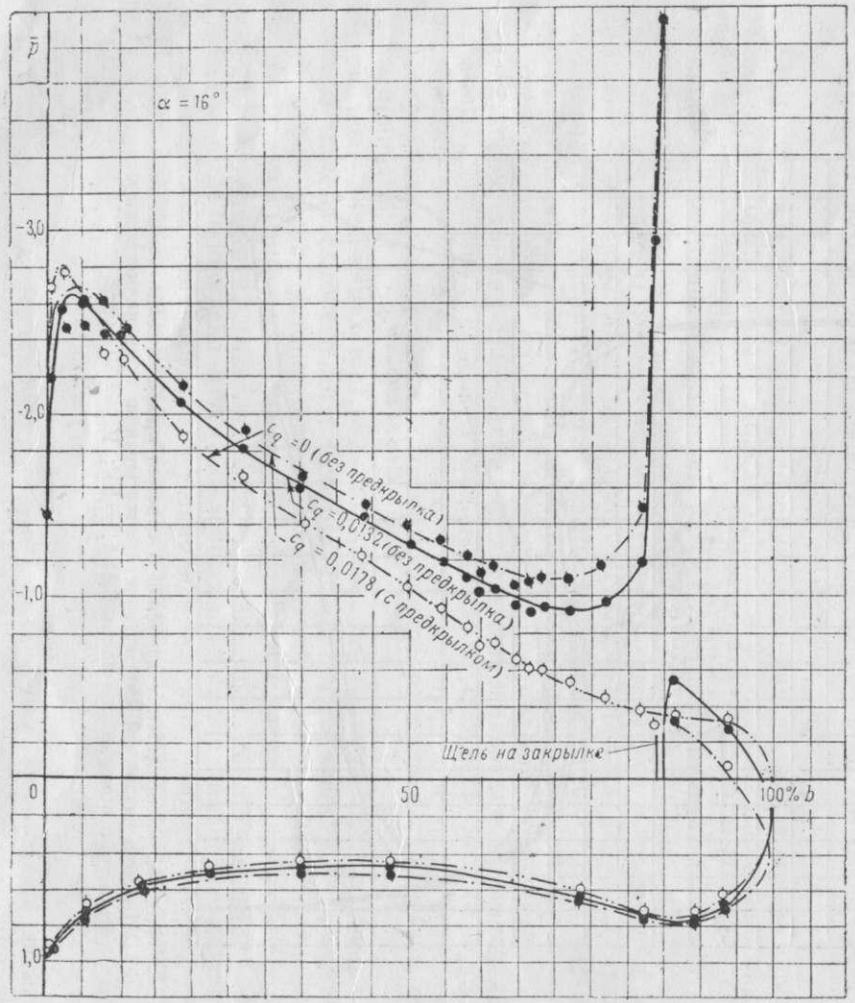
[1] Вообще, видимо, наивыгоднейшее положение щели зависит от положения линии отрыва потока на крыле.



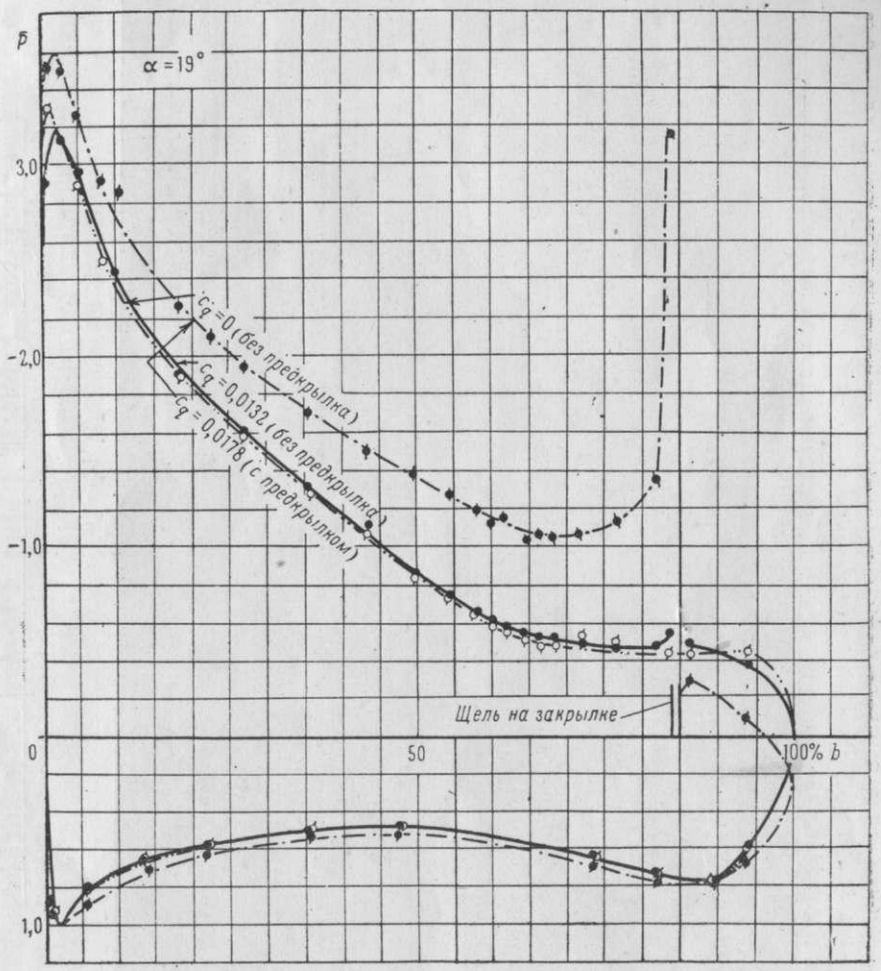
Фиг. 31



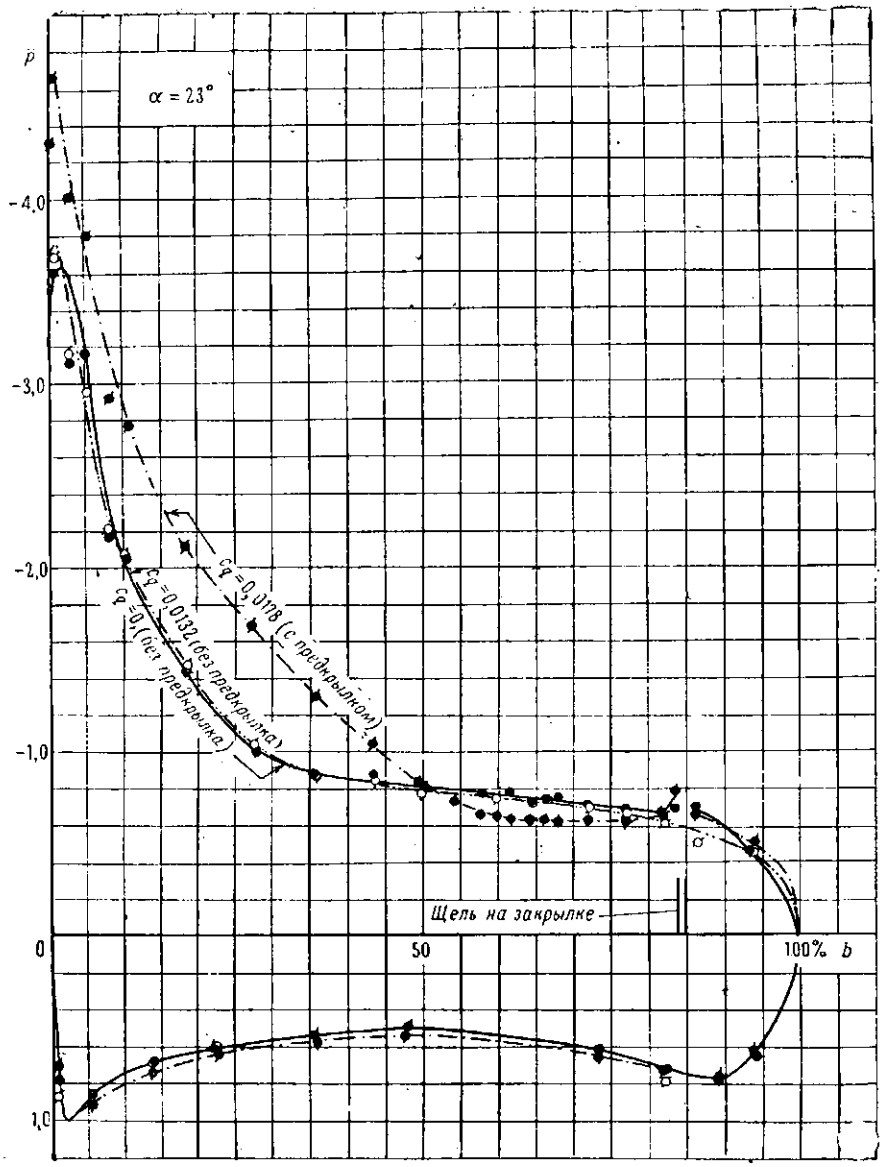
Фиг. 32. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка; $\delta_з = 50°$; $V_{ср} = 30$ *м/сек*



Фиг. 33. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка; $\delta_з = 50°$; $V_{ср} = 30$ *м/сек*



Фиг. 34. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка: $\delta_з = 50°$; $V_{ср} = 30$ *м/сек*

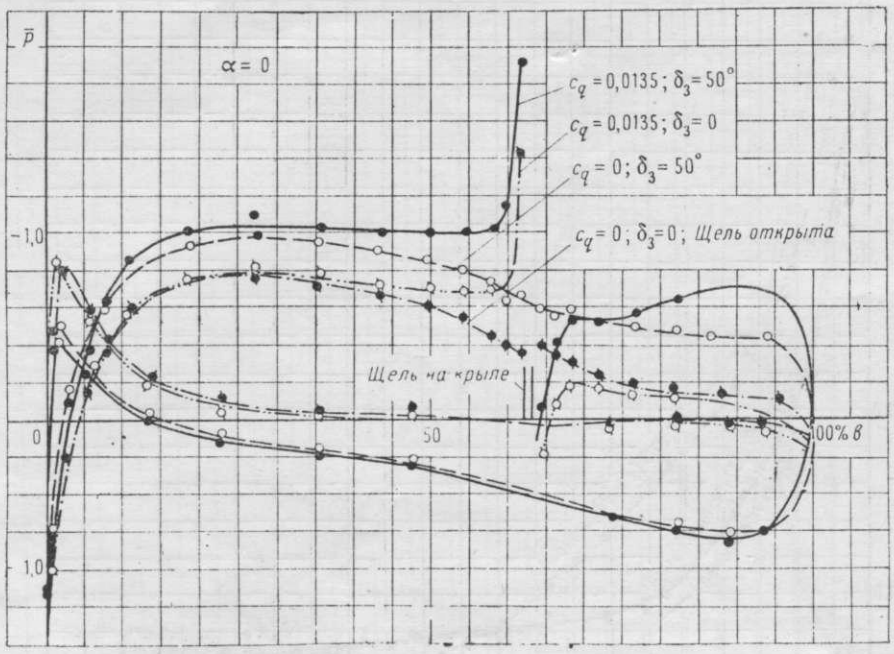


Фиг. 35. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка; $\delta_з = 50°$; $V_{ср} = 30$ *м/сек*

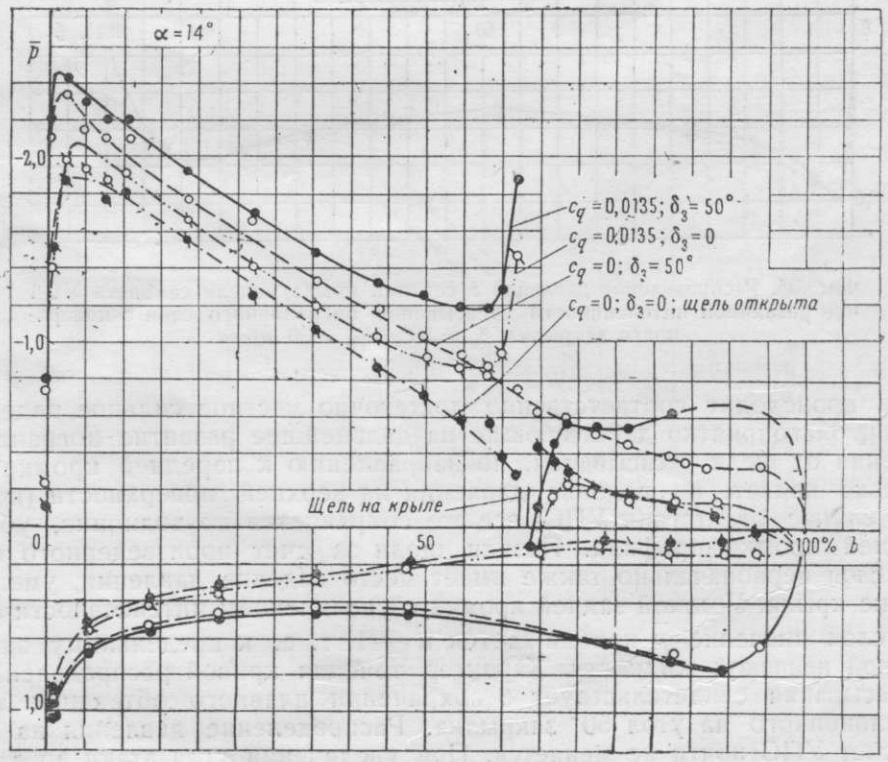
и позади щели происходит соответственно достаточно местное сильное падение и повышение давления, благоприятно действующие на дальнейшее развитие пограничного слоя. По мере удаления от щели отсасывания, по направлению к передней кромке крыла, пик разрежения резко падает, но падение давления на верхней поверхности (по сравнению с давлением в случае отсутствия УПС) все же сохраняется по величине, убывая постепенно к передней кромке профиля. Позади щели за счет произведенного отсасывания пограничного слоя первоначально также имеет место падение давления, уменьшающееся к задней кромке крыла. У самой задней кромки с увеличением интенсивности отсасывания пограничного слоя значение p приближается к $+1$, т. е. к предельному значению для случая идеальной невязкой жидкости. Характер течения кривой распределения давления за щелью отсасывания свидетельствует о сохранении плавного обтекания даже на поверхности отклоненного на угол 50° закрылка. Распределение давления на нижней поверхности за счет УПС почти не меняется. При увеличении угла атаки до $\alpha = \alpha_{кр}$ эффект отсасывания качественно сохраняется. Несколько лишь изменяются по величине значения Δp непосредственно у щели и у задней кромки крыла (значение Δc_y при этом сохраняется). На углах $\alpha > \alpha_{кр}$ распределение давления становится таким же, как и в случае отсутствия УПС.

Установка на крылья концевых предкрылков (дренажное сечение предкрылком не охватывается), как и следовало ожидать, почти не оказывает никакого влияния на рас-

пределение давления на углах $\alpha < \alpha_{кр}$ и оказывает сильное влияние на углах $\alpha \geqslant \alpha_{кр}$, вернее, начиная с угла атаки, при котором возникает интенсивный срыв на консоли крыла (на которой нет УПС). Наличие этого срыва уменьшает, таким образом, эффективность применения УПС в центроплане крыла.



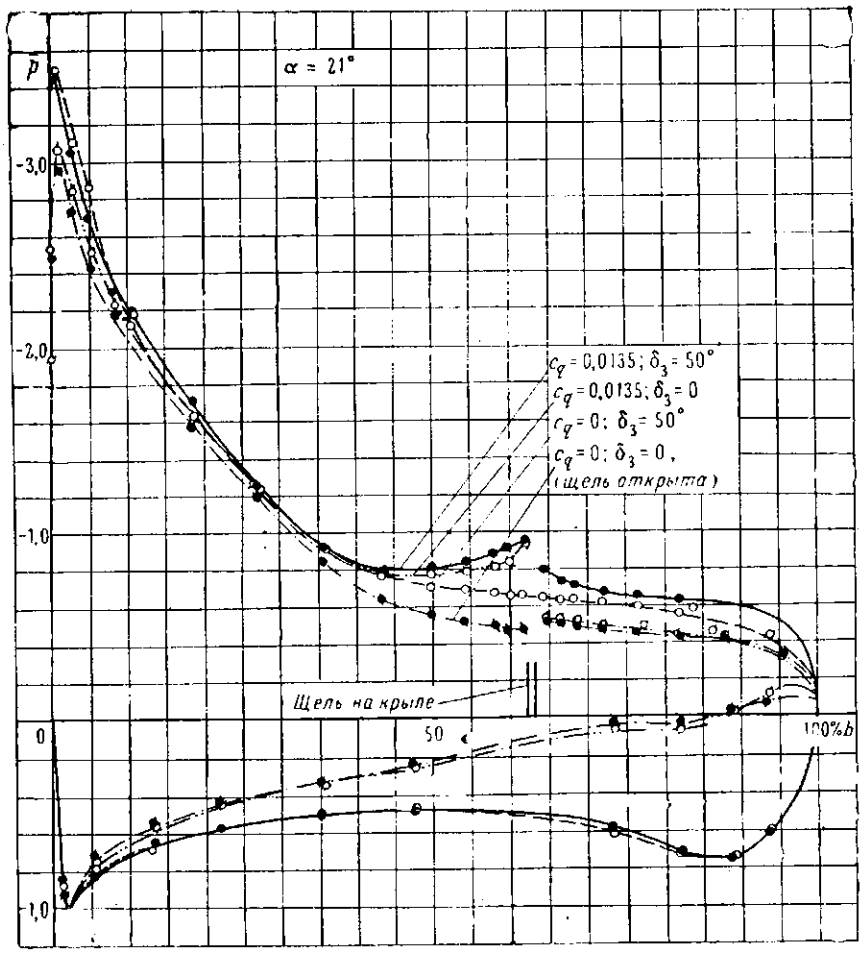
Фиг. 36. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла



Фиг. 37. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла

При установке щели отсасывания на основной верхней поверхности крыла, в частности на 62% хорды от передней кромки, при $\delta_з = 0$, так же, как и в ранее рассмотренном случае отсасывания с отклоненного закрылка, наблюдается местное падение давления

впереди щели и возрастание позади щели. У задней кромки также увеличивается давление. Однако в этом случае на углах $\alpha < \alpha_{кр}$ не наблюдается влияния отсасывания на распределение давления вдали от места расположения щели. Эпюра давления сохраняется почти такой же, как и в случае отсутствия УПС (фиг. 36). Эффект отсасывания начинает сказываться на углах, близких или бо́льших $\alpha_{кр}$, в основном за счет воздействия УПС на область, расположенную впереди щели (фиг. 37). Таким образом, в этом



Фиг. 38. Распределение давления в сечении крыла модели самолета УТ-1 при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла

случае отсасывание пограничного слоя затягивает лишь момент возникновения срыва до бо́льших углов атаки. На углах, значительно бо́льших $\alpha_{кр}$, распределение давления при УПС становится таким же, что и при отсутствии УПС (фиг. 38).

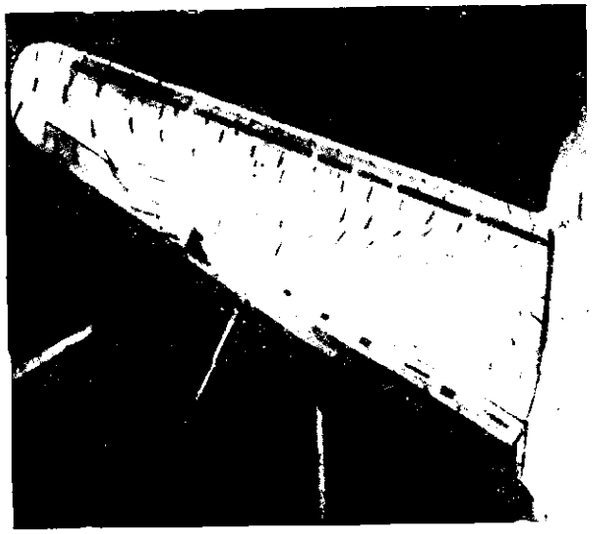
На рассмотренных диаграммах фиг. 36 — 38 нанесены также кривые распределения давления по сечению крыла для случая отклонения закрылка на угол 50°. Отсасывание пограничного слоя производилось через ту же щель, расположенную на 62% хорды. Анализ этих кривых показывает, что дополнительное отклонение закрылка не изменяет характера влияния УПС на картину распределения давления. Изменилось лишь распределение давления позади щели. Видимо, при данном значении c_q расход недостаточен, чтобы обеспечить плавное обтекание отклоненного на угол 50° закрылка.

Для получения наглядного представления о характере обтекания крыла при управлении пограничным слоем и без него верхняя поверхность крыла с прикрепленными на ней ленточками была заснята на кинопленку. Отдельные кадры из этого фильма изображены на фиг. 39—42. Отсасывание пограничного слоя производилось через щель на отклоненном закрылке ($\delta_з = 50°$), а сдувание—через переднюю щель вдоль всего размаха крыла. Сравнение фотоснимка фиг. 39 (УПС не производилось, $\alpha = 16°$) со снимками фиг. 40 — 42 (при УПС, $\alpha = 16°$, 18° и 29°) наглядно иллюстрирует эффект затягивания срыва потока за счет УПС крыла. При УПС обтекание крыла на угле атаки $\alpha = 29°$ значительно лучше обтекания крыла без УПС на угле атаки $\alpha = 16°$.

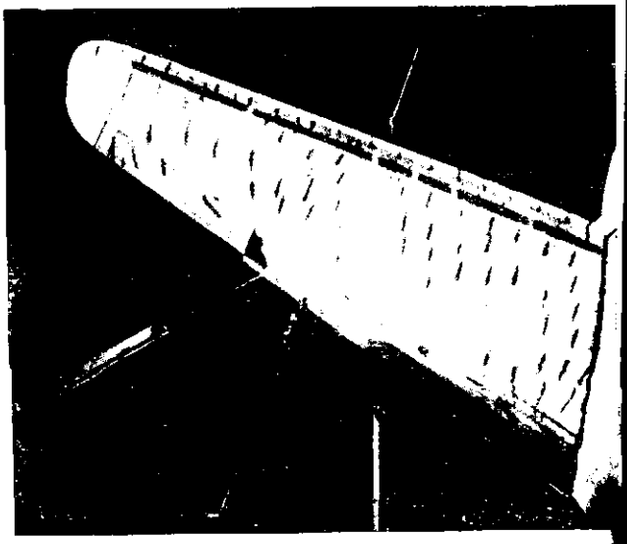
Преждевременный срыв потока на консольной части крыла вызван, с одной стороны, малой интенсивностью сдувания пограничного слоя в этой части крыла и, с другой,—

относительно малой толщиной профиля на конце крыла и малыми местными числами Re, при которых эффективность применения УПС падает.

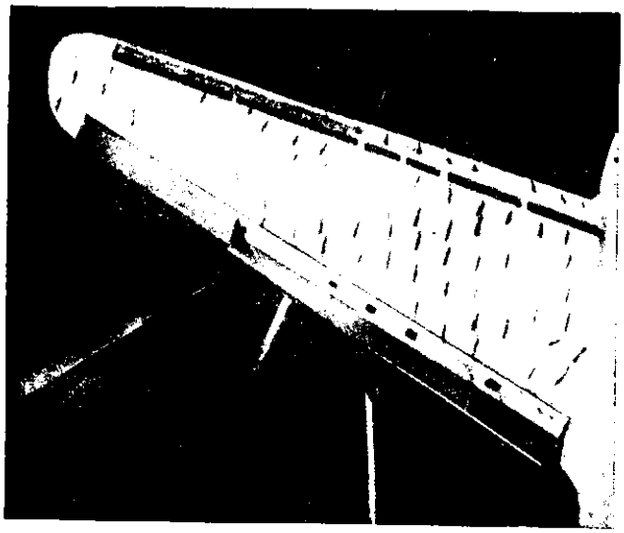
Специально проведенные опыты показали, что при помощи УПС можно не только предотвратить ранний отрыв, но и восстановить плавное обтекание профиля, если по каким-либо причинам поток на крыле был ранее сорван.



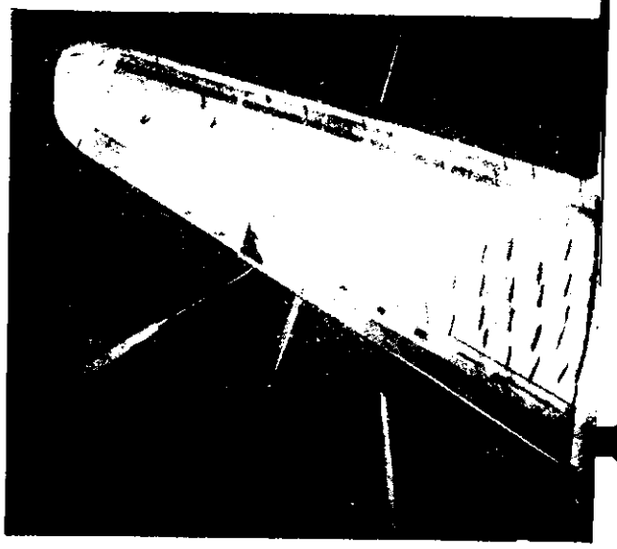
Фиг. 39. Без УПС; $\alpha = 16°$



Фиг. 40. При УПС; $\alpha = 16°$



Фиг. 41. При УПС; $\alpha = 18°$



Фиг. 42. При УПС; $\alpha = 29°$

III. ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА ДБ-3 С ОТСАСЫВАНИЕМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ПОЛЕТЕ

Натурные испытания переоборудованного самолета ДБ-3[1] были предприняты с целью, с одной стороны, проверки и подтверждения в летных условиях при $Re \approx 13 \times 10^6$ результатов предшествующих испытаний прямоугольного крыла и модели самолета УТ-1 с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в аэродинамических трубах ЦАГИ и ВВА и, с другой стороны, для выявления особенностей пилотирования самолета с УПС и определения степени безопасности полета самолета на режимах, близких к $c_{y\,max}$, в особенности при внезапном выключении системы УПС.

[1] Переоборудованный самолет в дальнейшем именуется — самолет „ДБ-3—УПС".

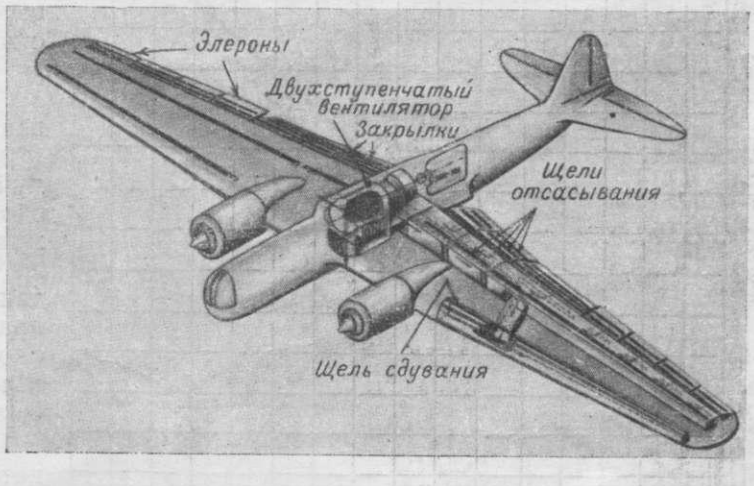
А. ОБЪЕКТ ИСПЫТАНИЙ

Объектом испытаний служил самолет ДБ-3—УПС с двумя моторами М-87Б. Общий вид самолета дан на фиг. 43. Самолет ДБ-3—УПС является специально переоборудованным вариантом серийного самолета ДБ-3, в конструкцию которого в процессе переоборудования были внесены следующие основные изменения:

Фиг. 43

1. На самолете установлена силовая нагнетательная установка для отсасывания и сдувания пограничного слоя. Последняя состоит из двухступенчатого осевого вентилятора диаметром 0,8 *м*, мотора ЗИС-101А, установленных в фюзеляже, из целой системы воздухопроводов, размещенных в крыле, и специальных щелей и люков, через которые производится отсасывание и сдувание воздуха. Схема установки приведена на фиг. 44.

2. Вместо обычных щитков на самолете установлены неразрезные закрылки меньшего, по сравнению со щитками, размаха. Элероны заменены на зависающие элероны-закрылки, позволяющие быть использованными для увеличения подъемной силы на режимах взлета и посадки. На верхних поверхностях закрылка и элеронов устроены щели для отсасывания пограничного слоя. Общий вид закрылка с открытыми щелями приведен на фиг. 45.



Фиг. 44. Схема переоборудованного ЦАГИ самолета ДБ-3—УПС

3. Носовая часть консоли крыла серийного самолета заменена новой съемной частью, позволяющей производить сдувание пограничного слоя с верхней поверхности крыла через специальную профилированную щель на носовой части крыла.

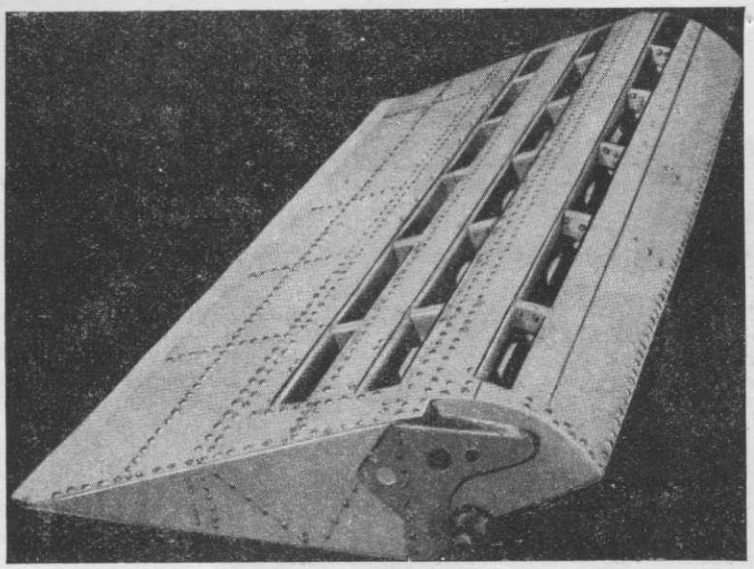
4. Основные зализы между крыльями и фюзеляжем сделаны легкосъемными с тем, чтобы при замене их меньшими можно было заметно увеличить размах закрылков, а стало быть, увеличить часть площади крыльев с УПС.

5. Левое крыло продренировано в шести сечениях по размаху.

6. Самолет оборудован специальной аппаратурой и приборами.

Следует иметь в виду, что осуществленный проект переоборудования самолета, удовлетворяющий в основном требованиям исследовательской работы, нельзя рассматривать как непосредственную попытку конкретного улучшения самолета ДБ-3 или как

проект типового решения проблемы применения УПС на боевых самолетах. В частности, основная проблема, связанная с применением УПС,—создание источника расхода воздуха и свободной мощности для привода в действие нагнетателя,—может и должна быть решена не так, как это сделано на данном самолете. Некоторые указания на практически осуществимые схемы внедрения УПС даны в приложении.



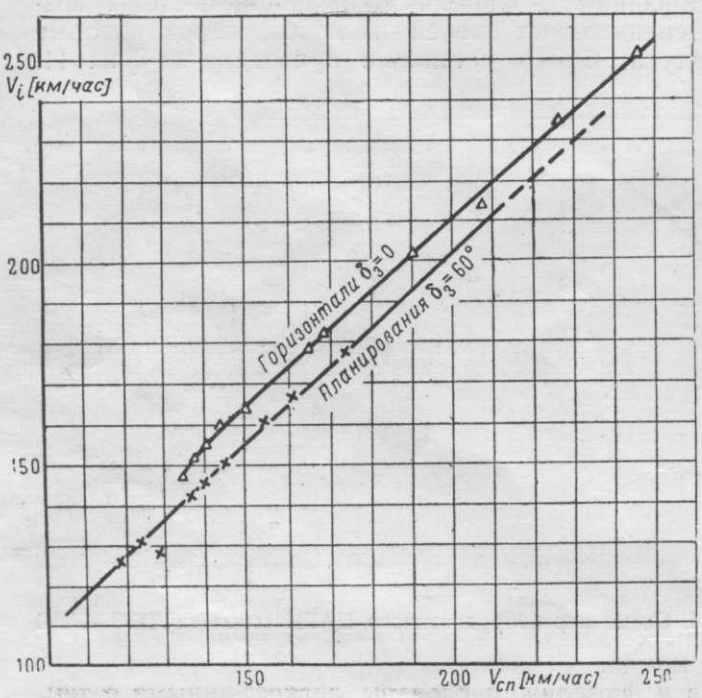
Фиг. 45

Б. СОДЕРЖАНИЕ, МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ

Переоборудование самолета ДБ-3 под „летающую лабораторию" существенно отразилось на конструкции самолета, на схеме управления и т. п. В связи с этим перед проведением основных летных испытаний потребовалось провести целую серию полетов по доводке самолета. Одновременно было произведено: взвешивание самолета и определение центра тяжести, тарировка диференциальных шайб (для замера расхода воздуха), установленных в начальном участке воздухопровода, и прочие наземные испытания[1].

Программа основных испытаний самолета включала полеты самолета со следующей механизацией крыла:

1. Самолет с отклоненными закрылками без УПС.
2. Самолет с отклоненными закрылками при отсасывании пограничного слоя с верхней поверхности закрылка и выдувании воздуха вниз, под фюзеляж.
3. То же, что и в п. 2, но выброс воздуха осуществлялся наружу через боковые люки на фюзеляже.



Фиг. 46. Тарировка самописца скорости аэролагом; самолет ДБ-3—УПС

При полетах самолета с различной механизацией крыла экспериментально определялись на режиме планирования с малым газом характеристики:

1) $c_y = f(\alpha)$; $\delta_в = \varphi(V_i)$; $\theta = \psi(V_i)$.
2) Минимальные скорости планирования — скорости срыва.
3) Спектры обтекания крыла воздушным потоком.
4) Особенности пилотирования самолета (по оценке летчика).

В связи с отсутствием специальной аппаратуры, с одной стороны, и неблагоприятных метеорологических условий — с другой, непосредственные измерения взлетно-посадочных характеристик не были произведены.

Для определения зависимости индикаторной скорости по скорости, записанной спидографом, была проведена в полете тарировка указателя скорости при помощи аэролага как на режиме планирования с малым газом при отклоненных и неотклоненных закрылках в диапазоне скоростей $V_{сп} = 118 \div 184$ *км/час*, так и на горизонталях при $V_{сп} = 134 \div 246$ *км/час*. Кривые тарировок $V_i = f(V_{сп})$ приведены на диаграмме фиг. 46.

[1] Подробности см. в Отчете ЦАГИ и ЛИИ НКАП „Отчет по летным испытаниям самолета ДБ-3—УПС", 1943 г.

Определение в полете характеристик $c_y = f(\alpha)$, балансировочных $\delta_в = \varphi(V_i)$ и угла траектории полета с горизонтом $\theta = \psi(V_i)$ производилось по методике, описанной в книге „Летные испытания самолета", Б. Н. Егоров, изд. БНТ ЦАГИ, 1941 г., в частности, при установившемся планировании на малом газе коэфициент подъемной силы c_y и угол атаки α определялись по формулам:

$$c_y = \frac{2G\cos\theta}{\rho S V_i^2} \quad \text{и} \quad \alpha^\circ = \gamma^\circ + \theta^\circ,$$

где γ — угол наклона оси самолета к горизонту, определяемый инклинографом, а θ — угол между касательной к траектории полета с горизонтом $\left(\sin\theta = \frac{V_y}{V}\right.$, где V_y — вертикальная скорость$\left.\right)$.

Для проведения указанных испытаний самолет был оборудован следующей специальной аппаратурой:

самописцем скорости СС-11-285,
самописцем давления воздуха Б-16,
инклинографом И-17,
СОРами на рулях, элеронах и закрылках,
жирографом,
электрочасами и другими приборами по мере надобности.

При обработке материалов полетов учитывалось изменение веса самолета в связи с выгоранием горючего. Средний вес самолета во время полета был $G = 7\,660$ *кг*. Центр тяжести менялся в пределах $29{,}6 \div 30{,}5\%$ САХ.

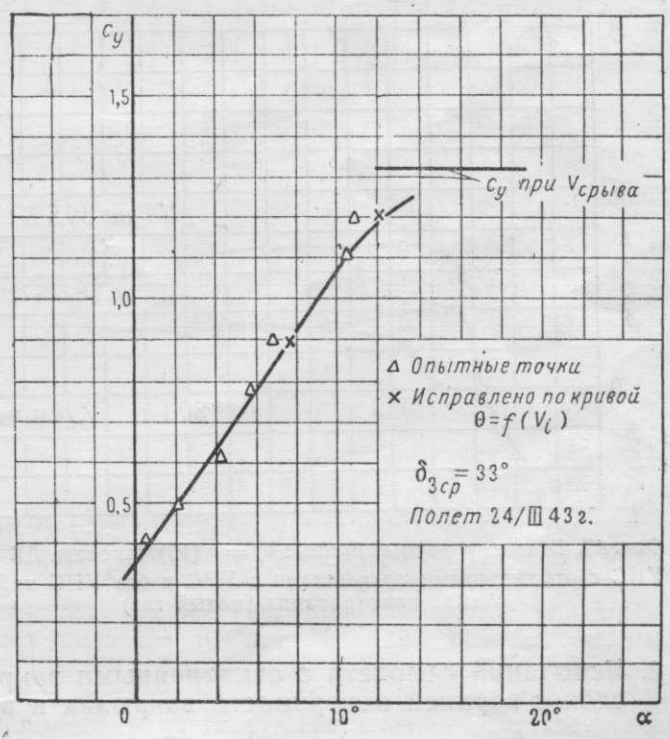
Определение основных характеристик самолета с различной механизацией крыла производилось на режиме планирования (малый газ), при числе оборотов мотора $n \cong 800$ *об/мин* (секторы газа были убраны до отказа).

В. ПЕРВАЯ СЕРИЯ ИСПЫТАНИЙ И ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Испытания самолета с отклоненными закрылками без УПС

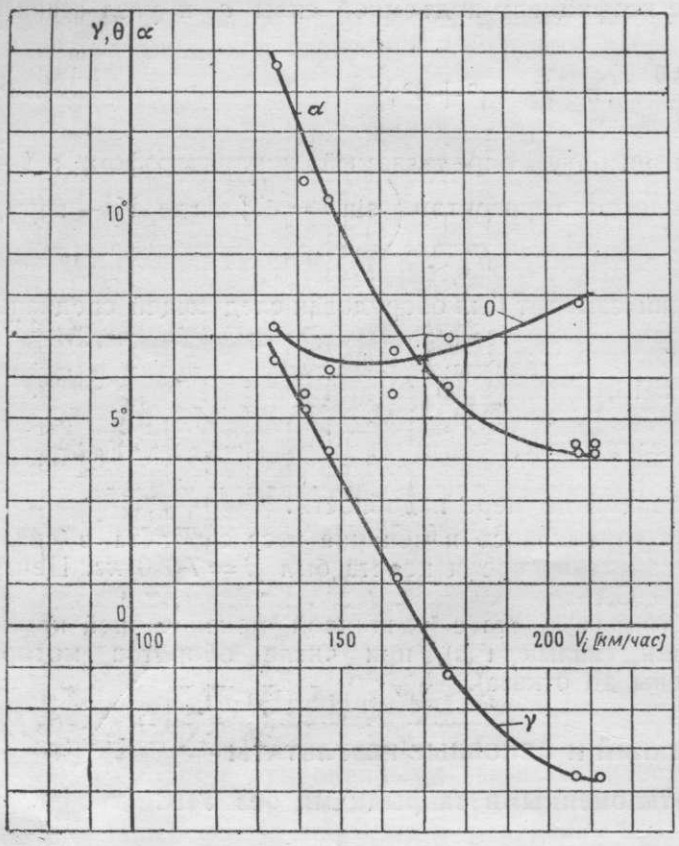
Управление пограничным слоем крыла, как это было показано выше, увеличивает значения c_y и $c_{y\max}$ механизированного крыла. Для того, чтобы установить это увеличение на самолете, предварительно были проведены испытания самолета с отклоненными на угол 33° закрылками, но без УПС. Щели и люки на крыле и фюзеляже были тщательно закрыты. Испытания велись по указанной выше программе.

На диаграмме фиг. 47 приведена полученная в полете зависимость $c_y = f(\alpha)$. На этой же диаграмме при значении $c_y = 1{,}32$ нанесена граница, соответствующая скорости резкого срыва самолета $V_{i\,ср} = 136$ *км/час*. Угол атаки α при этом не нанесен, так как режим неустановившийся и по принятой методике его определить нельзя. Поклевывание самолета на нос при одновременном сваливании его на левое крыло начиналось еще на скоростях планирования $V_i = 140$ *км/час*. На этой же скорости начиналась тряска оперения, усиливающаяся при дальнейшем уменьшении скорости полета. Указанная скорость срыва была установлена из трехкратных полетов самолета с данной механизацией крыла. Посадочная скорость самолета с отклоненными на угол 33° закрылками лежит в пределах $127 \div 130$ *км/час* (скорость полета определялась по записям спидографа).



Фиг. 47. Кривая $c_y = f(\alpha)$ самолета ДБ-3 – УПС с отклоненными закрылками без УПС (щели закрыты). Планирование на малом газе при $n_м = 800$ *об/мин*

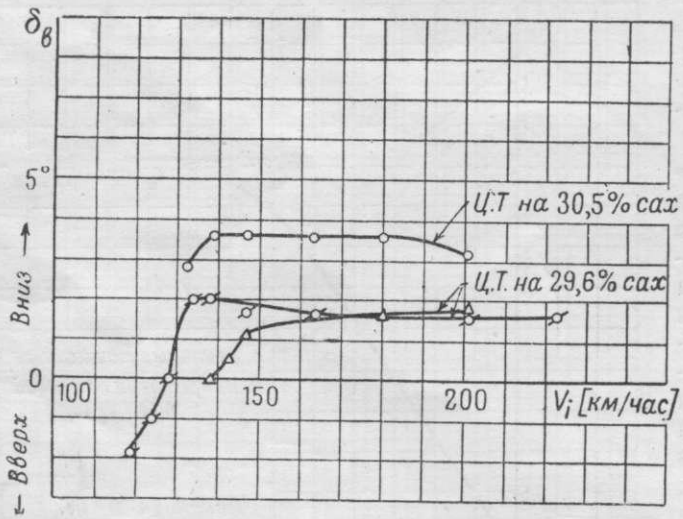
Кривые зависимости θ, γ и α от индикаторной скорости приведены на диаграмме фиг. 48. Рассмотрение кривых показывает, что наибольший разброс точек получается при определении угла θ — наклона касательной к траектории полета с горизонтом. Происходит это за счет неточного определения вертикальной скорости V_y, что связано, в первую очередь, с наличием в воздухе вертикальных токов, в особенности вблизи земли. Напомним, что угол θ определяется по формуле $\sin\theta = \frac{V_y}{V}$.



Фиг. 48. Полет самолета ДБ-3—УПС без УПС при отклоненных закрылках; $\delta_{з.\,ср} = 33°$

Балансировочная кривая руля высоты в функции V_i приведена на диаграмме фиг. 49. Самолет на режиме планирования (малый газ) при центровке 29,6% САХ нейтрален с зажатой ручкой и сохраняет продольную управляемость до скорости $V_i = 147$ *км/час*, а при дальнейшем уменьшении скорости самолет становится слабо управляемым (эффективность руля высоты резко падает).

Для определения картины обтекания крыла воздушным потоком верхняя поверхность крыла и закрылка была обклеена ленточками и из задней кабины Ф-3 производились фотосъемки и наблюдения за их поведением в воздухе при различных скоростях полета. Фотографии спектров даны на фиг. 60, 62, 64 и 66. Наблюдения за поведением ленточек в полете и рассмотрение фотографий позволяют установить, что срыв потока на крыле при неотклоненных закрылках начинается с задней части крыла на центроплане на скоростях порядка 200 *км/час*. На элеронах ленточки заметно отклоняются от направления скорости полета и ведут себя при этом очень вяло. При дальнейшем уменьшении скорости направление ленточек на элеронах становится почти перпендикулярным направлению полета (вдоль размаха). При отклонении закрылков на малый угол ($\delta_з \approx 3° \div 5°$) поток на верхней поверхности закрылков полностью срывается. Интенсивность срыва увеличивается вместе с увеличением угла отклонения закрылка. Характер обтекания крыла в полете совпадает с характером обтекания крыла модели самолета при испытаниях в аэродинамической трубе Т-102.



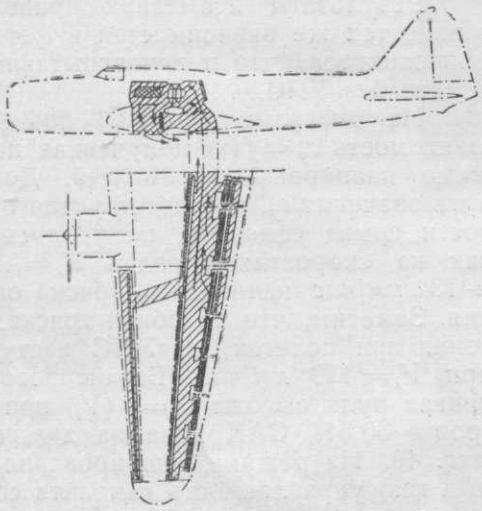
Фиг. 49. Балансировочные кривые $\delta_в = \varphi(V_i)$ самолета ДБ-3—УПС с отклоненными закрылками с УПС и без УПС на режимах планирования (малый газ)

2. Испытания самолета с отклоненными закрылками при отсасывании пограничного слоя с верхней поверхности закрылка и выдувании воздуха вниз, под фюзеляж

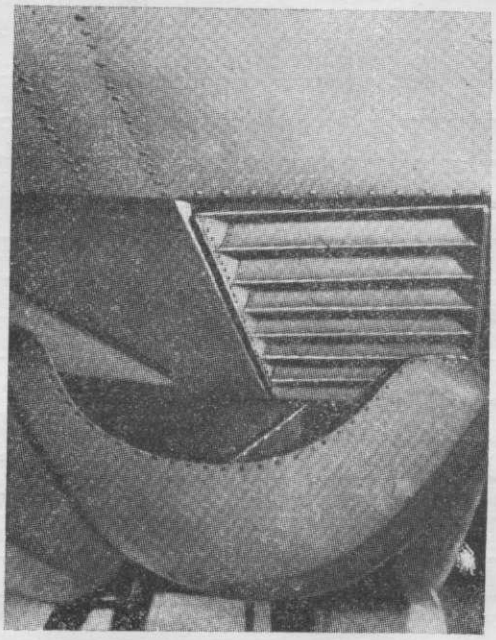
Из соображений обеспечения наибольшей безопасности полета в условиях исследования нового вида механизации крыла, каковым является УПС, испытания с УПС начались со схемы — отсасывание пограничного слоя с верхней поверхности закрылка

и выдувание воздуха через направляющие лопатки вниз, под фюзеляж (фиг. 50). Люк с направляющими лопатками для выброса воздуха показан на фиг. 51. Средняя щель для отсасывания была сделана на 87,5% хорды крыла, считая от передней кромки. Щели, расположенные на 92,5% и 82,5% хорды крыла, были закрыты (см. фиг. 45). Ширина щели равнялась 1,2% хорды крыла. Часть площади крыла со щелью отсасывания составляла 33% общей площади крыла (фиг. 52). Отсек закрылка вблизи фюзеляжа, находящийся под основным зализом, не отклонялся.

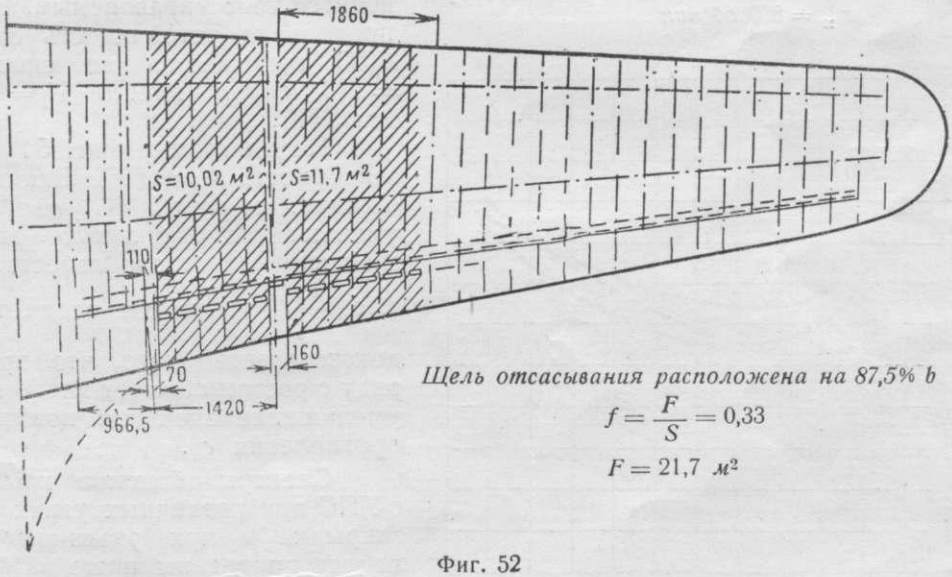
Отсасывание пограничного слоя производилось при помощи установленного в фюзеляже вентилятора, приводимого в движение мотором ЗИС-101А. Расход воздуха изме-



Фиг. 50



Фиг. 51



Щель отсасывания расположена на 87,5% b

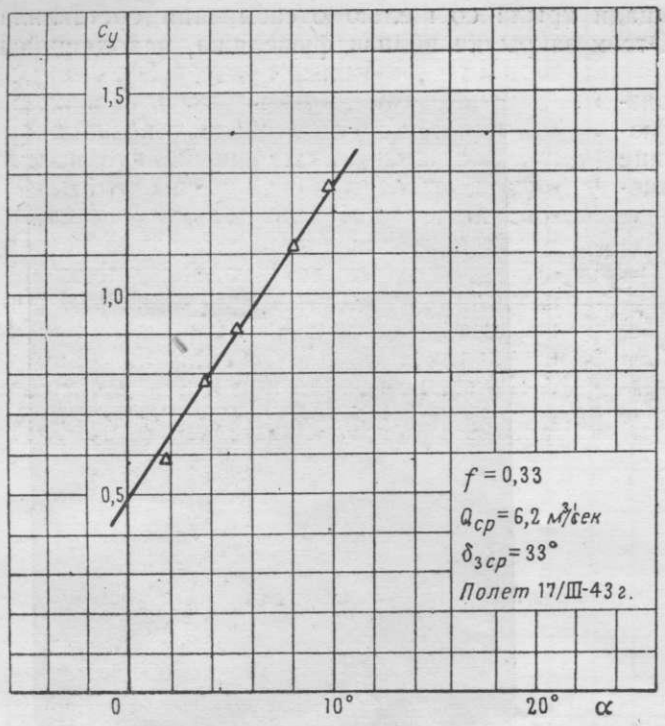
$$f = \frac{F}{S} = 0{,}33$$

$$F = 21{,}7 \ м^2$$

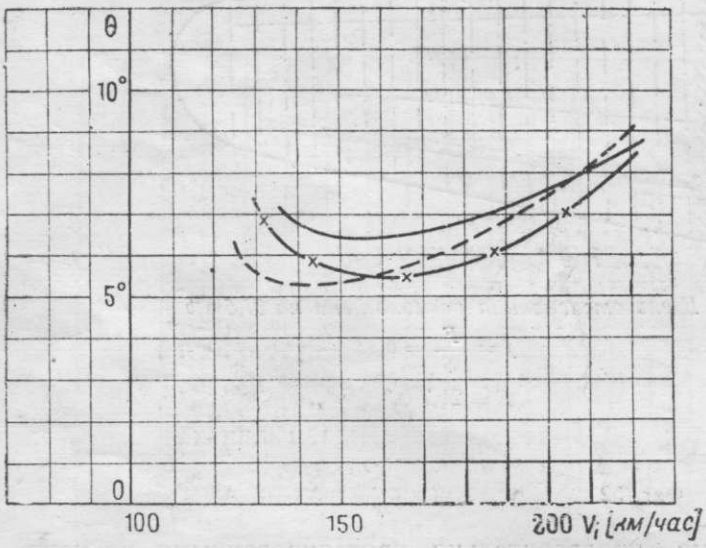
Фиг. 52

рялся двумя диференциальными шайбами, предварительно протарированными по контрольной трубке Вентури. Перепад давления в шайбах замерялся U-образным манометром. Следует отметить, что по условиям конструкции закрылков величина расхода отсасываемого воздуха зависит от угла отклонения закрылков. Так, при полностью убранных закрылках расход воздуха (у земли) через щель $Q = 0$; при $\delta_з = 15°$ $Q = 5{,}5$ *м³/сек* и при $\delta_з = 60°$ $Q = 7{,}5$ *м³/сек* (при числе оборотов мотора ЗИС-101А $n = 2\,500$ *об/мин*). В пределах изменения $\delta_з = 30° \div 60°$ расход меняется мало. Расход отсасываемого воздуха зависит также от скорости и высоты полета, в частности, за счет понижения мощности и числа оборотов мотора при подъеме на высоту и изменения гидравлических потерь при изменении скорости полета (за счет изменения перепада давления в местах отсасывания и выдувания воздуха).

Испытания самолета с УПС производились при максимальном достижимом для данной скорости расходе воздуха $Q = 5{,}8$ *м³/сек* ($V_i = 202$ *км/час*), $Q = 6{,}6$ *м³/сек* ($V_i = 138$ *км/час*), $Q_{ср.\ пол} = 6{,}2$ *м³/сек*. Затрачиваемая на УПС мощность составляла 60—75 *л. с.*



Фиг. 53. Кривая $c_y = f(\alpha)$ самолета ДБ-3—УПС с отклоненными закрылками при отсасывании с закрылков и сдувании под фюзеляж. Планирование на малом газе при $n_м = 800$ *об/мин*



——— без УПС. Щели закрыты; $\delta_{з.\ ср} = 33°$

—×—×— с УПС. Отсасывание с закрылков, сдувание через боковые люки на фюзеляже; $\delta_{з.\ ср} = 33°$; $Q = 6{,}6$ *м³/сек*; $f = 0{,}33$

— — с УПС. Отсасывание с закрылков, сдувание вниз, под фюзеляж; $\delta_{з.\ ср} = 33°$; $Q = 6{,}2$ *м³/сек*; $f = 0{,}33$

Фиг. 54. Сводная диаграмма $\theta = \psi(V_i)$ самолета ДБ-3—УПС с отклоненными закрылками на режимах планирования при $n_м = 800$ *об/мин*

Программа испытания самолета с УПС в основном была та же, что и в случае отсутствия УПС. Дополнительно ставилась задача определить особенности пилотирования самолета с УПС, в частности, установить характер поведения самолета на режиме полета, близком к режиму $c_{y\,max}$, когда резко отключается система УПС.

Результаты испытаний приведены в виде тех же зависимостей и фотографий спектров, что и для испытания самолета без УПС.

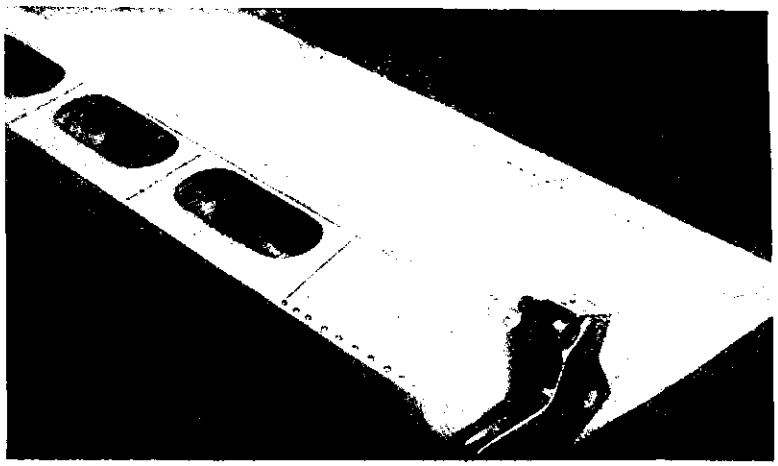
На диаграмме фиг. 53 приведена зависимость $c_y = f(\alpha)$, полученная на режиме планирования самолета. Достигнуть значения c_y, соответствующего скорости срыва самолета, не удалось, так как на скоростях порядка $V_i = 132 \div 134$ *км/час* начиналась тряска оперения. Заметим, что подобная тряска оперения при полетах без УПС наступала при $V_i = 140$ *км/час*. Балансировочная кривая руля высоты $\delta_в = \varphi(V_i)$ при центровке 30,5% САХ дана на диаграмме фиг. 49. На режиме планирования (малый газ) управляемость самолета сохраняется до скорости $V_i = 138$ *км/час*. С уменьшением скорости самолет становится мало управляемым. Нейтральная продольная устойчивость самолета при УПС сохраняется до скорости $V_i = 138$ *км/час* вместо $V_i = 147$ *км/час* без УПС.

На диаграмме фиг. 54 изображена зависимость $\theta = \psi(V_i)$. Как и следовало ожидать, за счет УПС угол θ несколько уменьшается, а так как θ эквивалентно значению обратного качества самолета, т. е. $\frac{c_x}{c_y}$, то отсюда следует косвенное доказательство того, что при УПС наряду с ростом c_y имеет место и некоторое уменьшение значения коэфициента сопротивления c_x.

Спектры обтекания крыла самолета с УПС при различных углах отклонения закрылка и при различных скоростях полета приведены ниже на фиг. 61, 63, 65, 67. В отличие от полетов самолета без УПС при УПС сохраняется плавное обтекание крыла и отклоненного закрылка даже на режимах малых скоростей полета порядка 130÷125 *км/час*. При располагаемом на самолете расходе воздуха $Q = 6{,}5$ *м³/сек* угол отклонения закрылка, при котором сохраняется на его верхней поверхности плавное безотрывное обтекание, $\delta_з = 35°$. Сохранение безотрывного обтекания закрылка при бо́льших углах отклонения его возможно при дальнейшем повышении расхода воздуха. Наблюдающийся срыв потока на части закрылка в середине его размаха объясняется тем, что

в указанной области крыла скорость отсасывания мала из-за того, что щель отсасывания попадает в тень внутренней стенки закрылка (фиг. 55). Обтекание части крыла, на которой нет отсасывания, сохраняется таким же, что и в случае отсутствия вообще УПС. Следует указать, что на характер обтекания закрылка существенно влияет положение щели на нем.

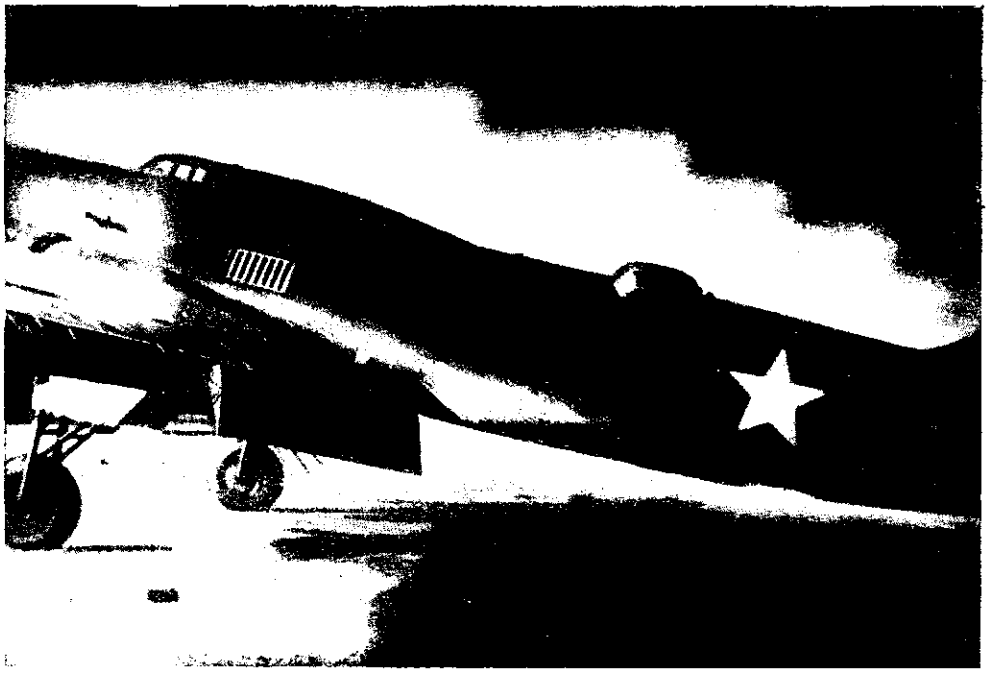
Поведение самолета в воздухе при применении УПС, по отзыву летчика В. А. Олиферко, ничем не отличается от нормального поведения самолета без УПС. Полеты вполне безопасны. При резкой уборке газа мотора ЗИС-101А на скоростях, близких к минимальным, самолет медленно наклоняется на нос и, увеличив при этом скорость полета, продолжает затем нормальный полет.



Фиг. 55

3. Испытания самолета с отклоненными закрылками при отсасывании пограничного слоя через щель на поверхности закрылка и выдувании воздуха через боковые люки на фюзеляже

Как было указано выше, при испытании первой схемы УПС, при которой выдувание воздуха осуществлялось вниз, под фюзеляж, не удалось достигнуть значения c_y, соответствующего скорости срыва самолета, так как на скоростях, бо́льших скорости срыва, наступал бафтинг оперения. В связи с этим место выдувания воздуха было изменено.

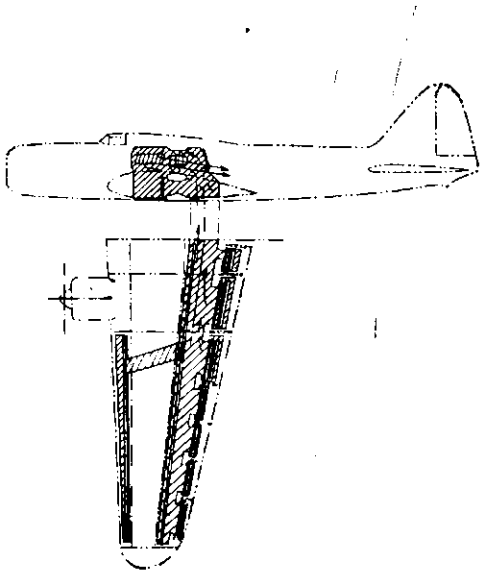


Фиг. 56

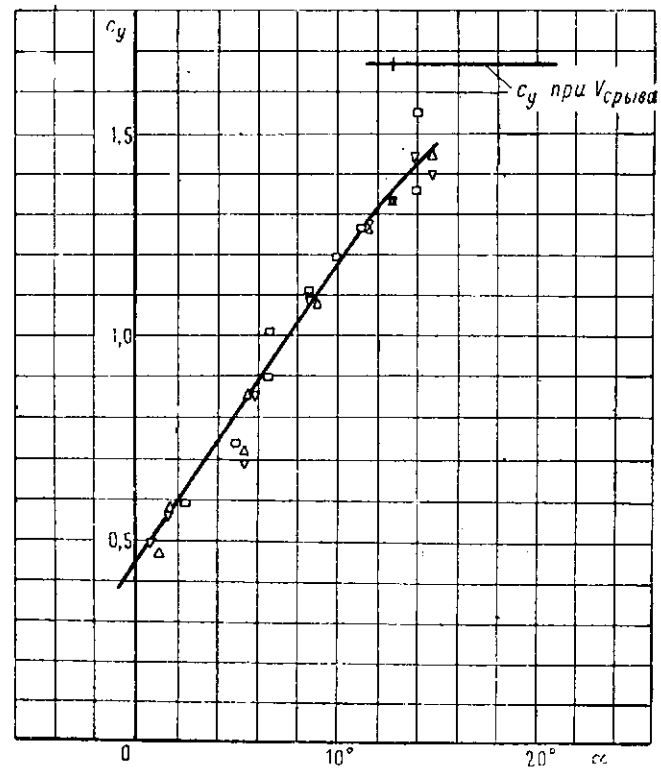
Струя воздуха выбрасывалась в атмосферу через боковые люки на поверхности фюзеляжа. При этом специально установленные в люки лопатки направляли поток таким образом, что создавалась дополнительная обдувка зализа (между крылом и фюзеляжем), а также и горизонтального оперения самолета. Боковой люк с направляющими лопатками показан на фиг. 56. Рассматриваемая схема УПС в целом приведена на фиг. 57.

При испытании данной схемы УПС в воздухе за счет уменьшения потерь на выходе, как и следовало ожидать, при $n = \text{const}$ несколько увеличился по сравнению со случаем первой схемы расход отсасываемого воздуха до $Q_{\text{ср. полета}} = 6{,}6$ *м³/сек*, хотя площадь боковых люков была даже несколько меньше.

Результаты испытания в виде зависимостей $c_y = f(\alpha)$, $\delta_в = \varphi(V_i)$ и $\theta = \psi(V_i)$ приведены на диаграммах фиг. 49, 54, 58. Скорость срыва самолета на планировании при этой схеме УПС $V_{i\,\text{ср}} = 120$ *км/час*, что соответствует значению $c_y = 1{,}68$. Бафтинг оперения начинался лишь на скоростях, близких к скорости срыва. Управляемость и нейтральная продольная устойчивость самолета с зажатой ручкой на режиме планирования (малый газ) сохранялась прежней до скорости $V_i = 133$ *км/час*. На меньших скоростях самолет практически становился слабо управляемым (без УПС самолет становился слабо управляемым при скорости $V_i = 147$ *км/час*). Характер обтекания крыла и закрылка в основном сохраняется таким же, как и при первой схеме УПС.



Фиг. 57



Фиг. 58. Кривая $c_y = f(\alpha)$ самолета ДБ-3—УПС с отклоненными закрылками, при отсасывании с закрылков и сдувании через боковые люки на фюзеляже. Планирование на малом газе при $n_м = 800$ *об/мин*

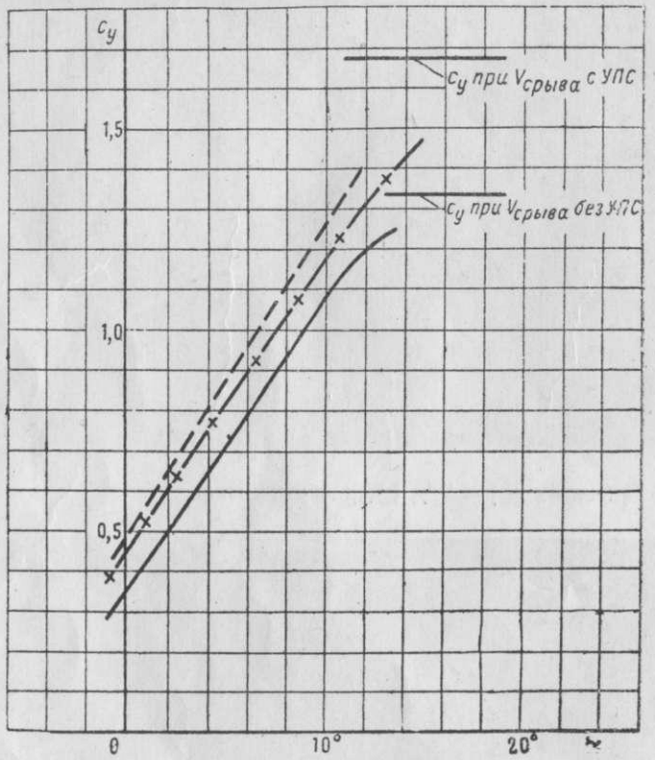
IV. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МАТЕРИАЛОВ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ И СОПОСТАВЛЕНИЕ ИХ С РЕЗУЛЬТАТАМИ ИСПЫТАНИЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА УТ-1 В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ Т-102

Для наглядности сравнения результатов испытаний и установления степени эффективности применения УПС на самолете построены сводные диаграммы зависимостей: $c_y = f(\alpha)$; $\delta_в = \varphi(V_i)$ и $\theta = \psi(V_i)$ (фиг. 49, 54, 59). Из их рассмотрения явствует, что за счет отсасывания пограничного слоя с закрылка кривая $c_y = f(\alpha)$ сдвигается влево на величину $\Delta\alpha_0 = 2°$ и одновременно увеличивается значение c_y, соответствующее скорости срыва на режиме планирования, на величину $\Delta c_y = 0{,}36$ ($V_{i\,\text{ср}} = 120$ *км/час* при УПС, $V_{i\,\text{ср}} = 136$ *км/час* без УПС)[1]. Значение производной $\frac{dc_y}{d\alpha}$ возрастает незначительно.

Угол касательной к траектории полета с горизонтом θ при УПС несколько уменьшается. Скорость, при которой наступает бафтинг оперения, уменьшается с $V_i = 140$ *км/час* без отсасывания до $V_i = 120$ *км/час* при отсасывании.

Управляемость и нейтральная продольная устойчивость самолета с зажатой ручкой на режиме планирования сохраняется до скорости $V_i = 133$ *км/час*, а затем с уменьшением скорости самолет становится плохо управляемым. Без УПС управляемость сохраняется лишь до скорости $V_i = 147$ *км/час*.

[1] При данном располагаемом расходе Q.

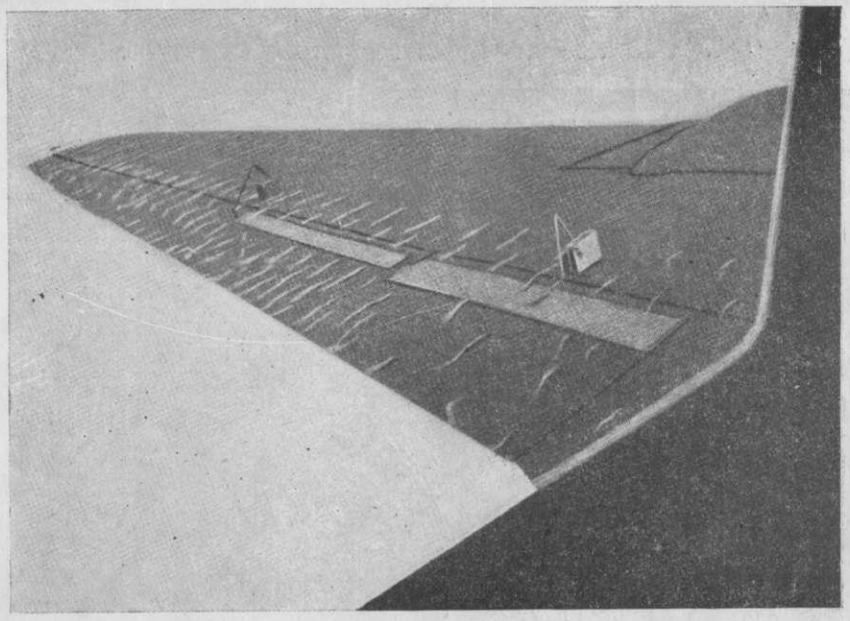


——— без УПС. Щели закрыты; $\delta_{з.\,ср} = 33°$

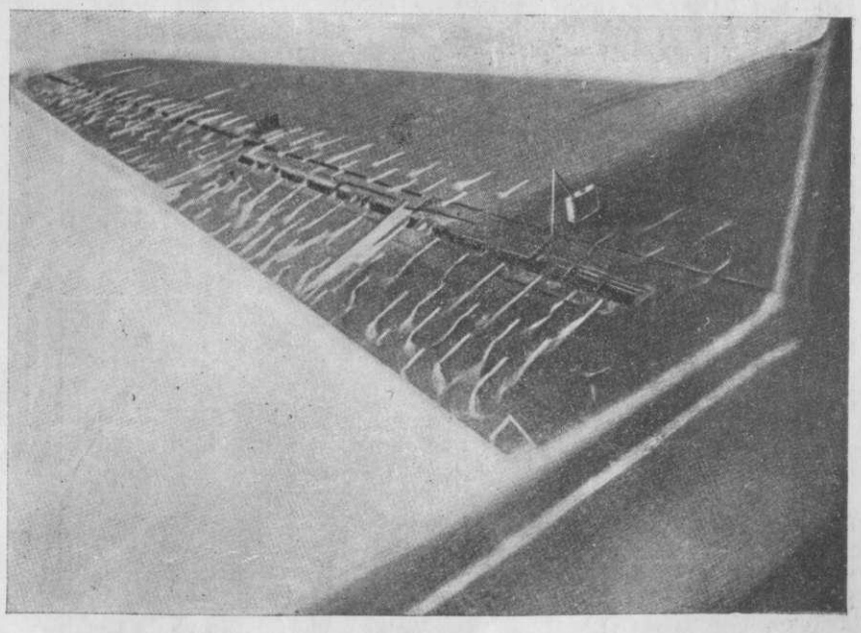
— — — с УПС. Отсасывание с закрылков, сдувание вниз, под фюзеляж; $f = 0{,}33$; $Q_{ср} = 6{,}2$ *м³/сек*; $\delta_з = 33°$

—×—×— с УПС. Отсасывание с закрылков, сдувание через боковые люки фюзеляжа; $f = 0{,}33$; $Q_{ср} = 6{,}6$ *м³/сек*; $\delta_з = 33°$

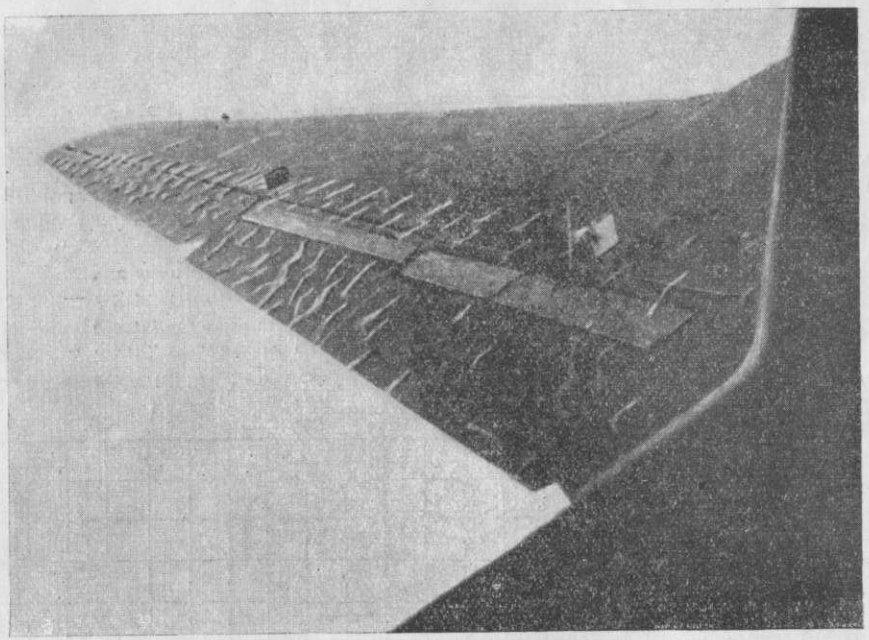
Фиг. 59. Сводная диаграмма $c_y = f(\alpha)$ самолета ДБ-3—УПС с отклоненными закрылками на режимах планирования при $n_м = 800$ *об/мин* (малый газ)



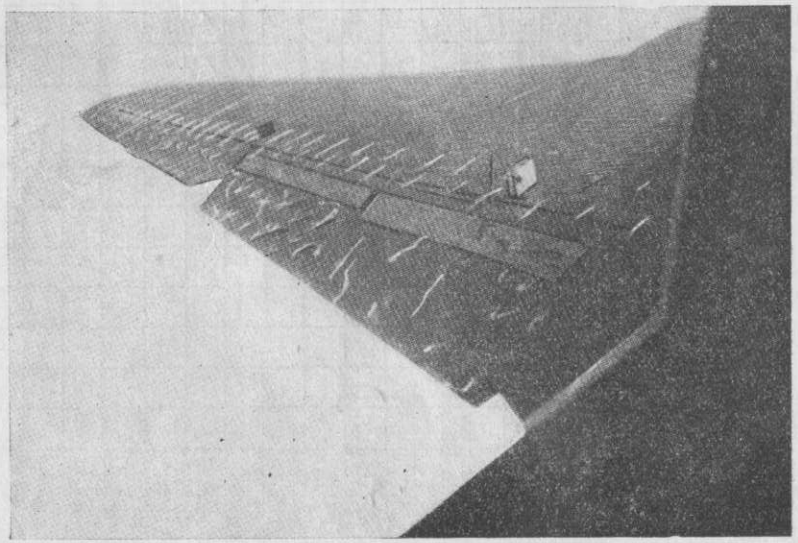
Фиг. 60. Без УПС; $V_{ист} = 190$ *км/час*; $\delta_з = 0°$



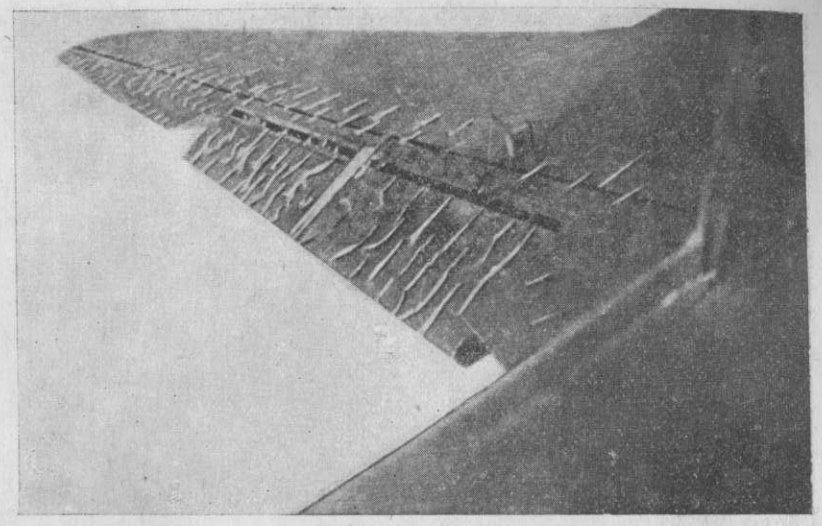
Фиг. 61. С УПС; $V_{ист} = 182$ *км/час*; $\delta_з = 10°{,}8$; $Q = 3$ *м³/сек*, $f = 0{,}33$



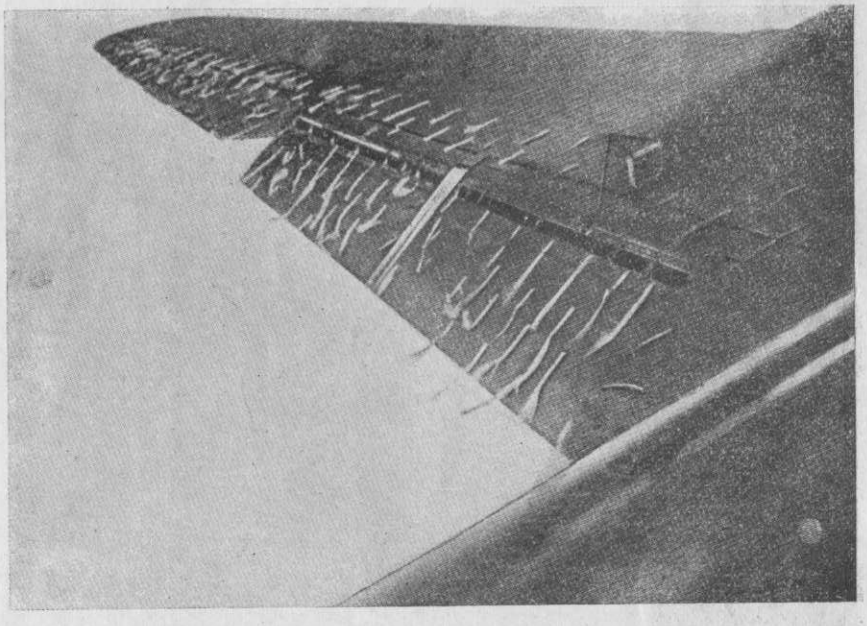
Фиг. 62. Без УПС; $V_{ист} = 190$ *км/час*; $\delta_з = 8°,2$



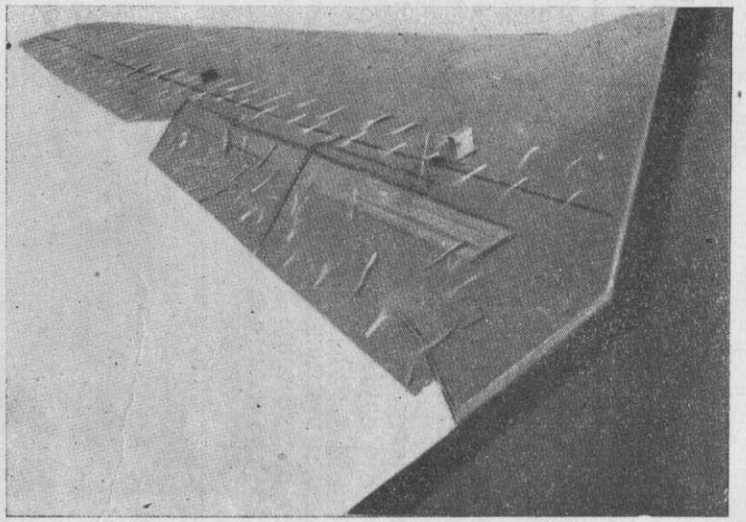
Фиг. 64. Без УПС; $V_{ист} = 190$ *км/час*; $\delta_з = 17°$



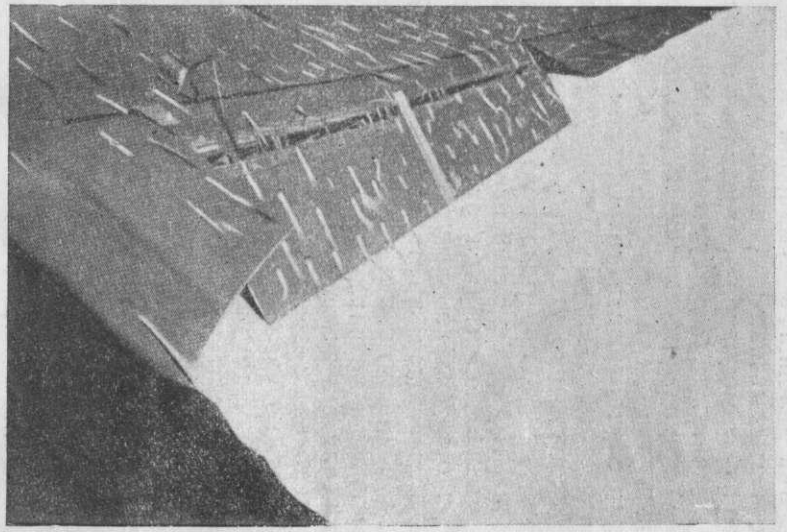
Фиг. 63. С УПС; $V_{ист} = 182$ *км/час*; $\delta_з = 17°$; $Q = 4$ *м³/сек*



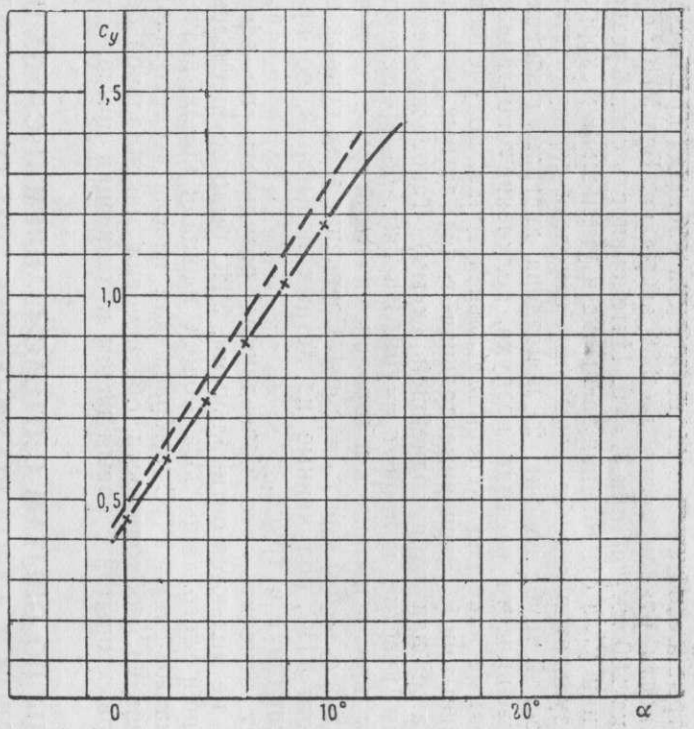
Фиг. 65. С УПС; $V_{ист} = 181$ *км/час*, $\delta_з = 25°$; $Q = 6$ *м³/сек*



Фиг. 66. Без УПС; $V_{ист} = 184$ *км/час*; $\delta_з = 33°$



Фиг. 67. С УПС; $V_{ист} = 129$ *км/час*; $\delta_з = 33°$; $Q = 6{,}5$ *м³/сек*



× × × точки, полученные по трубным данным и приведенные к Q полета

— — — полет, отсасывание с закрылков, сдувание вниз, под фюзеляж; $f = 0{,}33$; $Q_{ср} = 6.2$ *м³/сек*; $\delta_з = 33°$

———— полет, отсасывание с закрылков, сдувание через боковые люки фюзеляжа; $f = 0{,}33$; $Q_{ср} = 6{,}5$ *м³/сек*; $\delta_з = 33°$

Фиг. 68. Сравнительная диаграмма значений $c_y = f(\alpha)$ по летным и трубным испытаниям

Сравнение фотографий спектров обтекания крыла воздушным потоком при УПС крыла и без УПС (см. фиг. 60—67) показывает, что при помощи отсасывания пограничного слоя через щель на закрылках удается даже на минимальных скоростях полета сохранить почти плавное и безотрывное обтекание на всей части площади крыла с УПС, в том числе и на верхней поверхности отклоненного до 33° закрылка. Без УПС срыв зарождается на скоростях порядка 200 *км/час* при $\delta_з = 0$. Интенсивность срыва резко возрастает при небольшом увеличении угла отклонения закрылка и уменьшении скорости полета.

Для сопоставления результатов летных испытаний самолета с результатами испытаний модели в аэродинамической трубе на фиг. 27 приведена диаграмма зависимости прироста $c_{y\,max}$ в функции коэфициента расхода воздуха, полученная по данным трубных опытов. На этой же диаграмме нанесена экспериментальная точка, полученная в результате проведения летных испытаний. Экспериментальная точка летных испытаний легла выше трубных кривых (даже для наивыгоднейшей схемы). Такое же явление имеет место и на прямолинейном участке кривой $c_y = f(\alpha)$. На фиг. 68 приведено сопоставление данных, полученных при испытаниях в аэродинамической трубе и в полете, на прямолинейном участке кривой $c_y = f(\alpha)$ при $c_q = \text{const}$. Сравнение этих кривых показывает, что данные по эффективности УПС, полученные из летных испытаний, по крайней мере не ниже полученных из испытаний в трубе.

В заключение следует отметить, что приведенные результаты по эффективности применения УПС в полете не являются оптимальными. УПС было осуществлено на части площади крыла, составляющей всего лишь 33% общей площади крыла; значение коэфициента c_q очень мало. Сама же схема УПС выбрана для начала исследования, как указывалось выше, исходя лишь из необходимости обеспечения максимальной безопасности полета при проведении первых опытов с новым видом механизации крыла.

V. ОБЩИЕ ВЫВОДЫ ПО ОПЫТАМ С ОТСАСЫВАНИЕМ И СДУВАНИЕМ ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ И В ПОЛЕТЕ

1. При помощи отсасывания и сдувания пограничного слоя можно предотвратить ранний отрыв потока на крыле, уменьшить вихревую зону за крылом и вообще приблизиться к характеристикам обтекания крыла в потенциальном потоке. При этом в общем процессе отсасывания явления собственно отсасывания пограничного слоя и эффект стока действуют совместно и в определенной зависимости друг от друга; удельный вес каждого из этих явлений в суммарном эффекте отсасывания различен при различной интенсивности отсасывания пограничного слоя. Определяющими параметрами для явления собственно отсасывания пограничного слоя является величина относительного расхода (по отношению к расходу в пограничном слое) отсасываемого воздуха, а для эффекта стока — величина отсасываемого расхода воздуха, обеспечивающая непосредственно впереди и позади щели отсасывания образование отрицательного градиента давления. При сдувании определяющим параметром является величина сообщенной основному потоку дополнительной энергии. Путем управления пограничным слоем крыла, следовательно, можно существенно увеличить подъемную силу самолета и в особенности максимальную подъемную силу, при одновременном увеличении критического угла атаки (при осуществлении УПС на основной неотклоняемой поверхности крыла) и уменьшении угла нулевой подъемной силы (при отсасывании пограничного слоя с поверхности закрылка или с поверхности сильно вогнутого профиля).

2. Важнейшая и отличительная особенность применения УПС на самолете состоит в том, что эффективность действия его в сочетании с другими применяющимися на самолете видами механизации крыла (щитки, закрылки и т. п.) не только не уменьшается (в сравнении с эффектом применения УПС на немеханизированном крыле), но наоборот, даже несколько возрастает. Таким образом, за счет отсасывания и сдувания пограничного слоя можно увеличить достигнутые к настоящему времени (при обычной механизации крыла) предельные значения c_y и $c_{y\,max}$.

3. Основным и определяющим эффект применения УПС параметром является расход отсасываемого воздуха. До значения $c_q \approx 0{,}02$ прирост c_y за счет отсасывания является почти линейной функцией коэфициента c_q. При дальнейшем увеличении коэфициента c_q рост c_y замедлится. При сдувании при малых значениях c_q (порядка 0,005) рост $c_{y\,max}$ незначителен; при бо́льших значениях c_q $\Delta c_{y\,max}$ резко возрастает.

Вообще следует заметить, что при малых значениях коэфициента c_q прирост $c_{y\,max}$ при отсасывании больше прироста $c_{y\,max}$ при сдувании пограничного слоя. При бо́льших значениях c_q, наоборот, сдувание дает больший прирост подъемной силы.

4. Помимо основного параметра c_q на эффективность применения УПС существенное влияние оказывают: а) относительная величина части площади крыла с УПС, б) общий характер обтекания крыла, в частности на части площади крыла без УПС; в) положение

щели отсасывания и сдувания. Заметное влияние должны также оказывать форма и толщина профиля крыла. Влияние первой группы параметров на рост c_y рассмотрено выше.

5. При достаточно больших значениях коэфициента c_q, когда величина производной $\frac{dc_{y\,max}}{dc_q}$ становится достаточно малой, целесообразно одновременно с увеличением расхода воздуха увеличивать угол отклонения закрылка и смещать положение щели отсасывания на закрылке ближе к задней части скользящего закругления закрылка. При этом хотя прирост $c_{y\,max}$ дополнительно мало изменится, но значения c_y на углах $\alpha < \alpha_{кр}$ заметно увеличатся.

6. Продольная и поперечная управляемость самолета на малых скоростях полета при помощи УПС может быть улучшена.

7. Сопоставление данных опытов, проведенных на самолете ДБ-3—УПС при числе Рейнольдса $Re \approx 13 \times 10^6$, с данными испытаний в аэродинамической трубе показывает, что в полете эффективность применения УПС несколько возрастает. Следовательно, данные испытаний в трубах могут быть положены в основу проектирования и аэродинамического расчета самолета с УПС. Увеличение числа Рейнольдса благоприятно влияет на эффект применения УПС.

8. Применение УПС в полете не вызывает каких-либо нежелательных или опасных явлений в пилотировании самолета в воздухе.

Результаты испытаний и анализ расчетных материалов позволяют утверждать, что управление пограничным слоем крыла самолета, при рациональном выборе конструктивной схемы, может явиться практическим средством улучшения взлетно-посадочных свойств самолета, средством увеличения грузоподъемности, дальности полета самолета и общей безопасности полета самолета на больших углах атаки.

Успех применения УПС на самолете связан с проблемой конструктивного решения задачи создания силовой нагнетательной установки малых габаритов и веса.

ПРИЛОЖЕНИЕ

НЕКОТОРЫЕ СООБРАЖЕНИЯ ОБ ОСУЩЕСТВЛЕНИИ УПРАВЛЕНИЯ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ КРЫЛА НА САМОЛЕТЕ

Материалами опытов было установлено значительное влияние ряда параметров на эффект применения УПС, из коих для отсасывания особо важное значение имеет параметр c_q или значение расхода воздуха Q. Значение этого параметра в вопросах осуществления на самолете системы УПС важно потому, что, с одной стороны, величина расхода воздуха определяет величину прироста подъемной силы (так как прирост c_y до достижения некоторого достаточно большого значения c_q пропорционален значению этого коэфициента), а с другой стороны, от величины расхода воздуха зависит в основном реальность конструктивного осуществления самолета с УПС. Большой расход требует установки на самолете специального вентилятора, мотора, целой системы широких трубопроводов и т. д., что при настоящих условиях осуществить не представляется возможным. Все эти трудности в значительной мере становятся преодолимыми при уменьшении величины потребного расхода воздуха. В дальнейшем будет показано, что на современном уровне развития техники уже возможно на отдельных режимах полета обеспечить для двухмоторных самолетов расход воздуха порядка 10—12 *м³/сек* и для одномоторных — порядка 6—8 *м³/сек*. При этих значениях Q можно получить дополнительное увеличение c_y на величину $\Delta c_y \approx 0{,}6 \div 0{,}9$.

Решение основной проблемы — обеспечения для УПС нужного расхода воздуха — возможно двумя основными путями:

1) использованием для УПС уже имеющегося на самолете оборудования, как-то: нагнетателя или турбокомпрессора авиационного мотора, вентилятора для принудительного охлаждения, турбокомпрессора реактивных самолетов и т. п.;

2) установкой на самолете специального вентилятора, приводимого в движение основным авиационным мотором.

Возможен и третий путь — путь так называемого самоотсасывания за счет использования перепада давления на профиле крыла.

Рассмотрим в отдельности каждый из этих путей и попытаемся установить их относительные преимущества и недостатки и общую целесообразность практического использования указанных схем.

1. Схема УПС с использованием нагнетателя авиамотора

У земли, в особенности на режиме посадки, нагнетатель авиационного мотора работает с очень небольшой отдачей. На режиме посадки на самолете в избытке имеется и свободная мощность. Естественно, напрашивается мысль: нельзя ли использовать этот уже существующий на самолете агрегат для УПС крыла?

Известны два возможных способа применения нагнетателя для отсасывания пограничного слоя:

1) эжекционная схема и
2) схема переключения места забора воздуха нагнетателем.

Возможна и комбинация из этих двух схем.

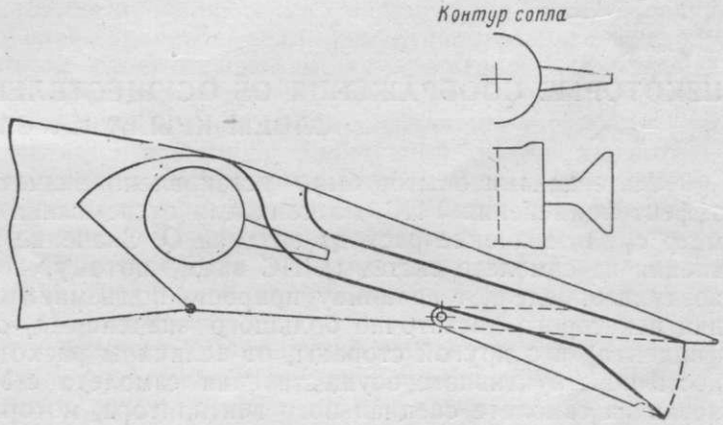
Рассмотрим в отдельности эти схемы УПС.

А. Эжекционная схема управления пограничным слоем крыла

Группой инженеров под руководством доктора технических наук Г. Н. Абрамовича, при участии автора статьи, инж. Фролова и Овчинникова, в 1941 году впервые была разработана применительно к одному из одноместных самолетов эжекционная схема использования нагнетателя авиамотора для отсасывания пограничного слоя с поверхности закрылка, заключающаяся в следующем.

Часть выходящего под большим давлением из нагнетателя авиамотора воздуха через специальный трубопровод подается в камеру, расположенную внутри закрылка. От этой камеры вдоль всего размаха закрылка отходит система эжекторов. Воздух при помощи вытекающей из сопел с большой скоростью струи эжектируется через щели, расположенные на верхней поверхности отклоненных закрылков, и выбрасывается со стороны нижней поверхности закрылка через специальную щель, которая в нормальном полете закрывается щитком. Общая схема эжекционной установки приведена на фиг. 69. Схема закрылка с эжектором дана на фиг. 70.

Фиг. 69



Фиг. 70. Схема закрылка с эжектором для отсасывания пограничного слоя

Расчеты такой схемы применительно к указанному самолету показали возможность получения на режиме посадки расхода воздуха через щель отсасывания в объеме 7,5 $м^3$ в секунду. Такой расход воздуха может обеспечить дополнительное увеличение $c_{y\,max}$ на величину $\Delta c_{y\,max} \approx 0{,}7 \div 0{,}8$ ($\Delta c_{y\,max} \approx 0{,}45\ c_{y\,max}$ механизированного крыла).

Точно такая же схема эжекционной установки УПС была в 1942 г. в ЦАГИ разработана группой инженеров под руководством П. П. Красильщикова и К. К. Баулина применительно к другому одномоторному самолету.

По их расчетам, нагнетатель может обеспечить при работе его на первой скорости расход воздуха через щель отсасывания порядка 7 $м^3/сек$. С учетом утяжеления веса конструкции на 4% возможно дополнительное снижение посадочной скорости за счет УПС $\Delta V_{пос} = 22$ *км/час*, т. е. отсасывание пограничного слоя удваивает эффект суще-

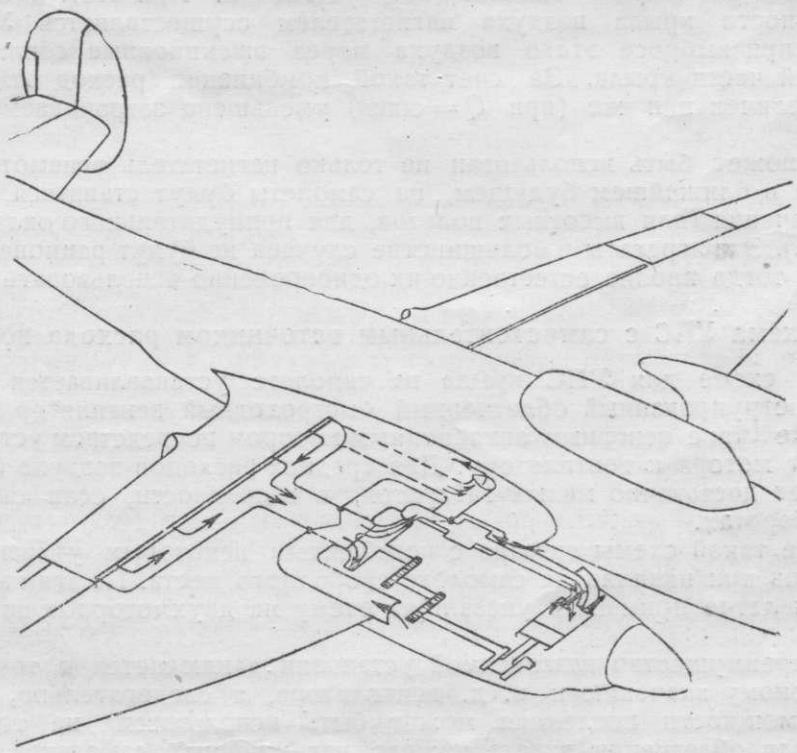
ствующих на самолете щитков. Скорость планирования уменьшается с 210 — 220 *км/час* без УПС до 155 — 165 *км/час* при УПС.

Эжекционная установка, обеспечивающая достаточно большой расход воздуха, выгодно отличается тем, что она использует для УПС существующие на самолете агрегаты, а следовательно, утяжеление самолета, связанное с применением УПС, будет значительно меньшее и, кроме этого, отпадают трудности размещения новых дополнительных агрегатов. Все это делает доступным применение эжекционной схемы УПС даже на одномоторном самолете.

Наряду с этими преимуществами эжекционная схема УПС имеет и весьма важный недостаток. Она почти не может быть использована на других режимах полета, кроме как при планировании и посадке самолета, так как на всех других режимах нагнетатель работает почти с полной производительностью для питания основного мотора. Использование 2-й скорости нагнетателя у земли, в частности на режиме взлета, связано с большой затратой дополнительной мощности. При применении эжекционной схемы УПС на посадке для некоторых самолетов может возникнуть необходимость уменьшения угла установки лопасти винта дабы обеспечить сохранение прежней малой тяги винта. Во избежание, при вынужденном заходе самолета на второй круг, возможной раскрутки винта необходимо поставить специальный прибор-автомат, так называемый „Бустер". Схема такого прибора была разработана в ЦАГИ.

Б. Схема УПС с переключением места забора воздуха нагнетателем

На высотах ниже расчетной нагнетатель авиамотора развивает избыточный напор, который приходится дросселировать. При этом затрачиваемая мощность дополнительно увеличивается за счет того, что при заборе воздуха через всасывающий патрубок используется скоростной напор набегающего потока. Отсюда возникает целесообразность при полетах вблизи земли временного переключения места забора воздуха. Этим можно воспользоваться для осуществления отсасывания пограничного слоя с поверхности крыла и в



Фиг. 71

первую очередь в том месте, где возникает преждевременный срыв потока. Для этого достаточно в интересующем нас месте на крыле прорезать небольшую щель и соединить ее воздухопроводом со всасывающим патрубком. Во всасывающем патрубке устанавливается лопатка, автоматически перекрывающая у земли вход воздуха через всасывающий патрубок и на высоте — вход воздуха с поверхности крыла. Принципиальная схема такой установки дана на фиг. 71. Указанная схема может обеспечить расход воздуха на

режиме взлета, равный по величине тому расходу, который нужен мотору на данном режиме. На режиме посадки за счет увеличения оборотов мотора и возможного использования второй скорости нагнетателя расход отсасываемого воздуха будет значительно больше расхода, потребного мотору. Этот избыток воздуха выбрасывается в атмосферу через специально устанавливаемый за нагнетателем выхлопной патрубок.

Расчеты, проведенные применительно к двухмоторному самолету, показали возможность получения расхода воздуха на режиме взлета в объеме $Q \approx 2{,}2$ *м³/сек* и на режиме посадки при работе нагнетателя на первой скорости $Q \approx 2{,}5$ *м³/сек*, а при работе нагнетателя на второй скорости $Q \approx 3{,}3$ *м³/сек*.

Основное преимущество данной схемы заключается, во-первых, в исключительной простоте конструктивного оформления ее и, во-вторых, в использовании для УПС наличного оборудования самолета. Данная схема УПС не отнимает мощности у основных моторов, а рационально использует ту энергию, которая из-за дросселирования обычно пропадает зря. Она применима на всех режимах полета (взлет, посадка, вираж), совершаемых на высотах ниже расчетной.

Недостаток схемы — сравнительно малый расход воздуха. Однако проделанные расчеты показали, что и при этом расходе можно несколько улучшить взлетно-посадочные характеристики, в особенности за счет устранения местных срывов и увеличения критического угла атаки. Так, для указанного самолета (у которого значение $\alpha_{кр} < \alpha_{ст}$ и общее значение $c_{y\,max}$ мало) при применении этой схемы УПС можно получить увеличение $c_{y\,max}$ на величину $\Delta c_y \approx 0{,}2$ и увеличение критического угла атаки на величину $\Delta\alpha_{кр} \approx 2°{,}5$ и, таким образом, значение $\alpha_{кр}$ самолета станет больше $\alpha_{ст}$. Посадочная скорость самолета при УПС уменьшается на 10 *км/час*, скорость планирования — на 25 *км/час*. Уменьшится также длина пробега и длина выдерживания при посадке и т. д. За счет увеличения $\alpha_{кр}$ увеличится безопасность полета. Данная схема УПС может с успехом применяться там, где требуется на сравнительно небольшом участке предотвратить ранний отрыв потока, в частности, для улучшения работы элеронов.

Схема УПС с переключением места забора воздуха нагнетателем может быть применена совместно со схемой эжекционной установки. При этом в процессе забора с верхней поверхности крыла воздуха нагнетателем осуществляется УПС одной части крыла, а затем при выбросе этого воздуха через эжекционные сопла на закрылке — другой, большей части крыла. За счет такой комбинации расход воздуха может быть значительно увеличен или же (при $Q = \text{const}$) уменьшена затрачиваемая на УПС мощность.

Для УПС может быть использован не только нагнетатель авиамотора. Уже сейчас, а в особенности в ближайшем будущем, на самолеты будут ставиться вентиляторы специального назначения (для высотных полетов, для принудительного охлаждения моторов, для ВРД и т. п.). Эти агрегаты в большинстве случаев не будут рационально использоваться у земли, тогда вполне естественно их одновременно использовать для УПС крыла.

2. Схема УПС с самостоятельным источником расхода воздуха

По данной схеме для УПС крыла на самолете устанавливается дополнительный, специально сконструированный облегченный быстроходный вентилятор малых габаритов, приводимый в действие основным авиационным мотором посредством устройства специального привода от мотора к вентилятору. Для средних расходов воздуха ($Q \approx 6 \div 8$ *м³/сек*) вентилятор будет достаточно малых габаритов, в особенности, если он будет работать при бо́льших оборотах.

Применение такой схемы связано с неизбежным некоторым утяжелением самолета и возможно лишь при наличии на самолете свободного места. По этим мотивам наиболее целесообразно и легче применять указанную схему на двухмоторных или многомоторных самолетах.

Основное преимущество независимой установки заключается в том, что благодаря достаточно высокому значению к. п. д. вентилятора, а следовательно, малой величине затрачиваемой мощности последняя может быть использована не только на режиме посадки, но и для облегчения взлета тяжело нагруженных самолетов, для увеличения дальности полета и т. п. Однако эффективность применения установки на этих режимах полета будет зависеть от того, насколько удастся облегчить вес вентилятора и всей установки и уменьшить ее габариты при сохранении достаточно высокого значения $\eta_{вент}$.

Произведенный сравнительный расчет взлетно-посадочных характеристик самолета ДБ-3 двух случаев, когда в одном случае на самолете на режимах взлета и посадки применяются только закрылки и в другом случае — закрылки в комбинации с отсасыванием пограничного слоя с их поверхности (отсасывание пограничного слоя производится дополнительно установленным вентилятором) показал достаточную эффективность применения УПС. Расчет производился в предположении использования на режиме взлета

системы отсасывания, обеспечивающей расход $Q = 5$ *м³/сек*, а на режиме посадки — $Q = 7{,}5$ *м³/сек* (заметим, что площадь крыльев самолета $S = 65{,}6$ *м²*). При этих значениях Q и при $f = 0{,}33$ на режиме взлета получаем дополнительный прирост c_y на 0,2 и на посадке — на 0,45. Значения c_x на каждом угле атаки увеличены за счет увеличения c_{xi}. Профильное сопротивление предполагается неизменным.

Для сравнения одним и тем же методом были просчитаны следующие варианты:

а) самолет без механизации, $G = 6\,500$, $7\,500$, $8\,500$ *кг*;

б) самолет с закрылками, $\delta_{з.\,взл} = 15°$, $\delta_{з.\,пос} = 45°$, $G = 6\,500$, $7\,500$, $8\,500$ *кг*;

в) самолет с закрылками и с УПС, $\delta_{з.\,взл} = 15°$, $\delta_{з.\,пос} = 45°$, $G = 6\,500$, $7\,500$, $8\,500$ *кг* (дополнительный вес системы УПС, а также мощность, затрачиваемая на УПС, не учитываются);

г) то же, что и в), но с учетом веса системы УПС и затрачиваемой дополнительной мощности.

Утяжеление конструкции за счет УПС принято равным 200 *кг*, а величина затрачиваемой мощности $\Delta N = 40$ *л. с.*

Результаты расчетов для $G = 7\,500$ *кг* приводятся ниже.

Вид механизации	Посадка				Взлет		Увеличение грузоподъемности при $L_p = \text{const}$ в %	Примечание
	$V_{пос}$ [*км/час*]	$L_{проб}$ без торм. и с торм.	$L_{выд}$	$L_{план}$	$V_{отр}$ [*км/час*]	$L_{разб}$		
Самолет без механизации	136	940/423	370	361	160,5	445	0	
Самолет с закрылками ($\delta_{з.\,взл} = 15°$, $\delta_{з.\,пос} = 45°$)	125,5 (7,7%)	671/332 (21,5%)	240 (35,2%)	254	151 (5,9%)	405 (9%)	3,7	
Самолет с закрылками при УПС (без учета ΔG и ΔN)	110,0 (12,4%)	499/242 (27,2%)	174 (38%)	250	140 (7,3%)	355 12,3%	10,5	$f = 0{,}33$
То же, но с учетом утяжеления конструкции и с учетом дополнительно затрачиваемой мощности	111,5	/248			142	386	7,5	

ЛИТЕРАТУРА

1. Прандтль Л., Титьенс О. Гидро- и аэромеханика. Том II, изд. ОНТИ НКТП, 1935 г.

2. O. Schrenk. Versuche mit einem Absaugeflügel, ZFM № 9, 1931, s. 259.

3. O. Schrenk. Versuche mit Absaugeflügeln, Luftfahrtforschung, Band 12, № 1, 1935, s. 10—27.

4. O. Schrenk. Grenz schichtabsaugung, Luftwissen, B 1940, № 12, s. 409—414.

5. Milard J. Bamber Wind-tunnel tests on airfoül bondary layer control using a backwardopening Slot. Technical report 385, 1931.

6. Miles F. G. Sucking away the boundary layer. Flight, 1939, № 1570.

7. Красильщиков П. П. Улучшение аэродинамических свойств крыла путем отсасывания и сдувания пограничного слоя. Технические заметки ЦАГИ, № 6, 1932 г.

8. Голубев В. В. Теоретические основания методов увеличения подъемной силы крыла. Труды ВВА РККА им. Жуковского, № 46, 1939 г.

9. Закс Н. А. Аэродинамика крыла с отсасыванием и со сдуванием пограничного слоя. Труды ВВА РККА им. Жуковского, № 54, 1940 г.

10. Виленский Я. Г. Применение управления пограничным слоем крыла с целью увеличения подъемной силы самолета. Труды ЦАГИ, № 47, изд. 1941 г. (выпуск для служебного пользования).

1515

Авиационный Институт ГВФ
БИБЛИОТЕКА
826 сл

Научно-Исследоват. и-т
Тех. библиотека
Главн. воен. флота

ОГЛАВЛЕНИЕ

		Стр.
	Краткое содержание	1
	Введение	—
I.	Физические основы явления отсасывания и сдувания пограничного слоя	2
II.	Опыты с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в аэродинамических трубах Т-102 (ЦАГИ) и Т-2 (ВВА)	5
	1. Испытания прямоугольного крыла с УПС в аэродинамической трубе Т-2	—
	2. Испытания модели самолета УТ-1 с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в аэродинамической трубе Т-102 (ЦАГИ)	12
III.	Испытания самолета ДБ-3 с отсасыванием пограничного слоя в полете	26
	1. Испытания самолета с отклоненными закрылками без УПС	29
	2. Испытания самолета с отклоненными закрылками при отсасывании пограничного слоя с верхней поверхности закрылка и выдувании воздуха вниз, под фюзеляж	30
	3. Испытания самолета с отклоненными закрылками при отсасывании пограничного слоя через щель на поверхности закрылка и выдувании воздуха через боковые люки на фюзеляже	33
IV.	Сравнительный анализ материалов летных испытаний и сопоставление их с результатами испытаний модели самолета УТ-1 в аэродинамической трубе Т-102	34
V.	Общие выводы по опытам с отсасыванием и сдуванием пограничного слоя в аэродинамических трубах и в полете	38
	Приложение. Некоторые соображения об осуществлении управления пограничным слоем крыла на самолете	39

Отв. редактор **А. А. Горяинов** Подписано к печати 1/XII 1944 г.

Объем $5^1/_2$ печ. л., 42880 зн. в печ. л. Учетно-авторских л. 5,5

Г-7492 Тип. изд-ва БНТ НКАП Зак. 735

БЕСПЛАТНО