

УДК : 629.735.015

Влияние верхней кромки перегородки на присоединение сорванного потока.

П.В. Ерохин, Л.Г. Артамонова, А.О. Скорынина

Аннотация

Представлены результаты численных и экспериментальных исследований по присоединению потока за перегородкой на пластине и влиянию формы перегородки на точку присоединения потока. Перегородка устанавливалась перпендикулярно пластине на 0.25 хорды.

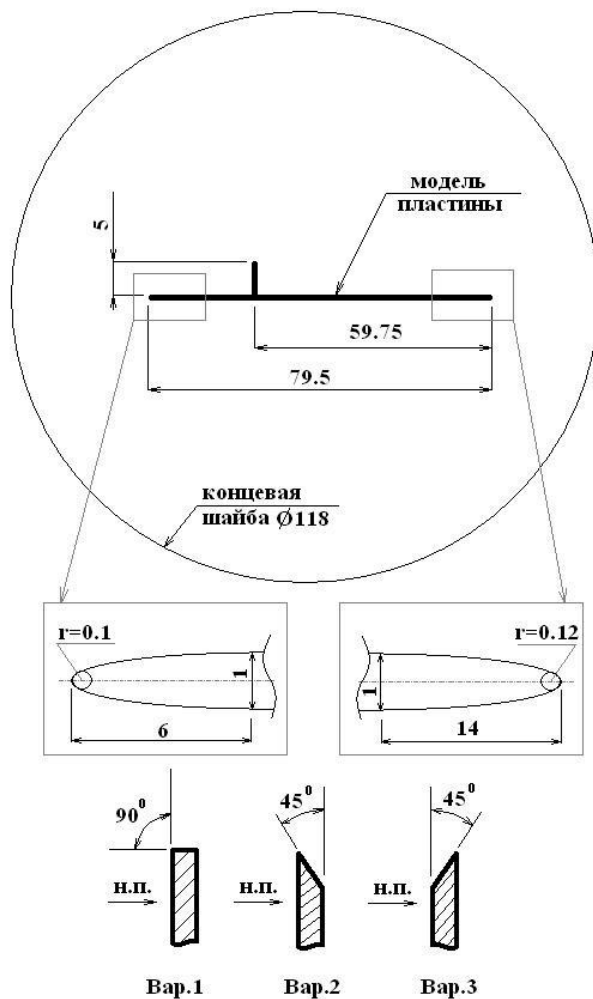
Ключевые слова:

пластина; перегородки; отрывно-вихревое течение; отрыв потока.

Полёты на больших углах атаки современных Л.А. неразрывно связаны с образованием отрывного течения разного типа, как замкнутых отрывных зон, так и полного срыва потока на крыле, что в свою очередь приводит к существенному изменению аэродинамических характеристик летательного аппарата. В данной связи вызывает интерес исследования, направленные на изучения управляемого отрыва и создание замкнутых отрывных зон. Один из вариантов управления отрывом потока является установка перегородки (щитков) поперёк потока на крыле [1,2,3,4]. В данной статье представлены результаты исследований по влиянию формы перегородки на точку присоединения потока на пластине полученные экспериментальным и расчётным методами.

Испытания проводились в гидродинамической трубе с вертикальной рабочей частью квадратного сечения со сторонами 150 мм. Три стенки рабочей части были выполнены из оргстекла, а одна - металлическая, на которой крепилась испытываемая модель.

Экспериментальная модель приведена на рис.1 и представляет собой плоскую пластину прямоугольной формой в плане, толщиной 1 мм, хордой $b=79,5$ мм, размах $l=75$ мм. Радиус носка модели $\sim 0,1$ мм., плавно переходящей по выпуклой лекальной кривой на расстоянии 6 мм к пластине, а за 14 мм от задней кромки пластина опять по сплайн кривой плавно спускается к хвосту, радиус которого $\sim 0,12$ мм. Перпендикулярно плоскости пластины на 25%



Варианты формы заострения перегородок

Рис.1

её хорды устанавливались поперечные перегородки с различной формой заострения. Толщина перегородок $c=1$ мм, высота $h=5$ мм, что составляет $\sim 6,264\%$ от хорды модели. Варианты формы заострений перегородок приведены так же на рис.1. Для исключения концевое перетекания при исследовании течения около пластины на конце модели устанавливалась круглая шайба диаметром 118 мм.

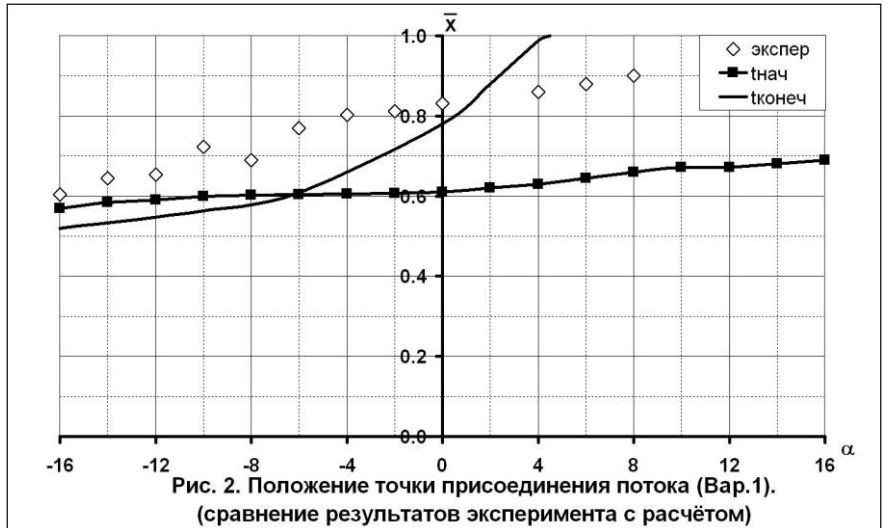
Модель крепилась в рабочей части трубы на державке «а»-механизма. Державка представляла собой стержень диаметром 4 мм. и длиной 180 мм, острые кромки которого скруглены радиусом 1 мм. Визуализация картины обтекания модели проводилась методом «водородных пузырьков». Для образования водородных пузырьков на гре-

бёнку, устанавливаемую перед моделью на расстоянии 30 мм, подавалась напряжение в 30 в. Электроды: катод(-)-гребёнка, анод(+)-корпус рабочей части трубы. Испытания проводились при скорости потока $V_{\infty}=22$ см/сек, $Re \approx 3 \cdot 10^3$, на углах атаки от -16° до $+16^\circ$ через 2° . В результате были получены фотографии (по одному снимку для каждого угла атаки), на которых отражена картина обтекания испытываемой модели пластины с надстройками на разных углах атаки при постоянной скорости потока.

На базе МАИ было проведено численное моделирование путём решения уравнений Навье-Стокса, осреднённых по Рейнольдсу с использованием k-е модели турбулентности (ANSYS Fluent).

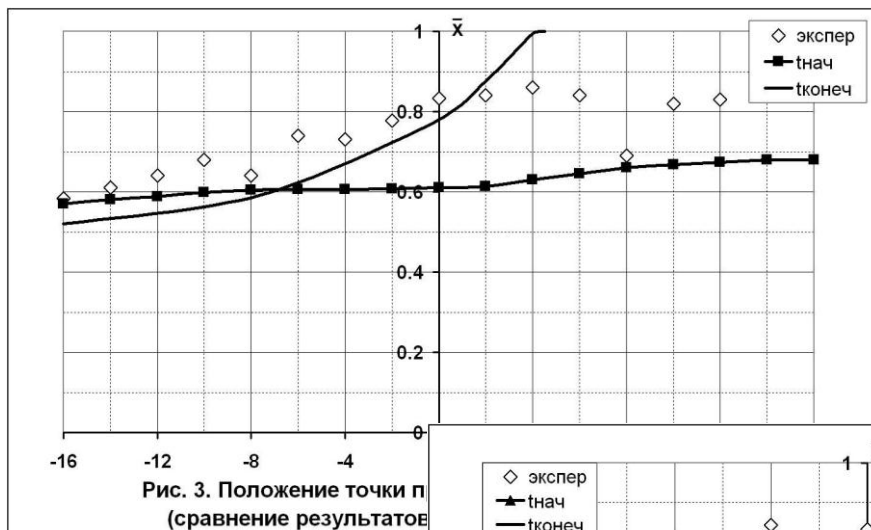
Анализ проводился путём определения точки присоединения потока по фотоснимкам в эксперименте и их сопоставлении с результатами численного моделирования. В экспери-

менте точка присоединения потока выбиралась по следующим критериям: 1. по спектрам обтекания с замыканием на щитке или по спектрам обтекания близким к точки присоединения; 2. по застойной зоне, за перегородкой; 3. по повороту линии тока. Для согласованности с экспериментом в расчёте точка присоединения потока за щитком определялась по линиям тока.



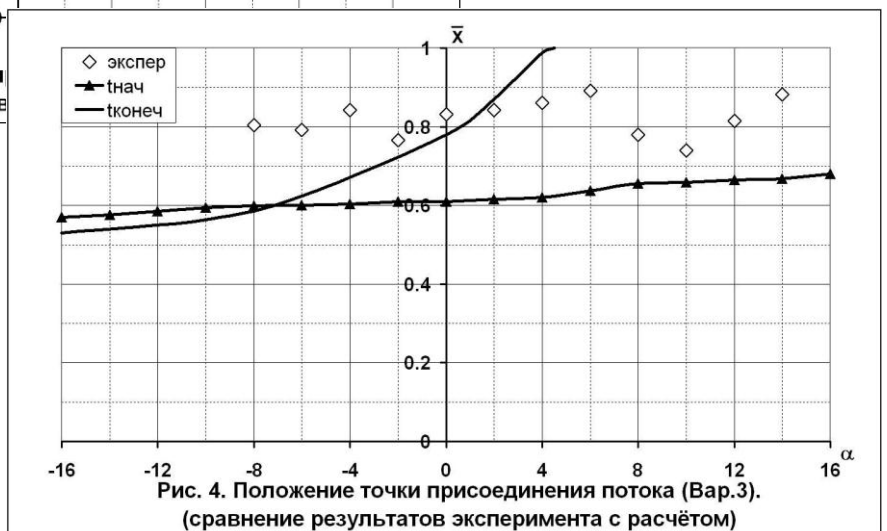
На рис.2,3,4 представлены сравнения расчёта и эксперимента для каждого варианта формы щитков, где α -угол атаки набегающего потока, \bar{x} -относительное расстояние от носика пластины до точки присоединения потока $\bar{x} = \frac{x}{b_a}$, x – расстояние от носика пластины до

точки присоединения потока. На каждом графике нанесены экспериментальные точки и две расчётные линии: $t_{нач}$ (начальный момент времени, которому соответствует стационарное решение, используемое как начальное условие для расчёта нестационарного течения) и $t_{конеч}$ (конечный момент времени, решение при котором точка присоединения потока была макси-



мально удалена от перегородки). Со всеми вариантами заострения перегородок, форма и размер отрывной зоны изменяется по времени. На углах атаки от -16° до $\approx -7^\circ$ при замыкании по-

тока граница отрывной зоны с течением времени движется на встречу к перегородке. При -16° положе-



ние точки присоединения потока в $t_{нач}$ отличается от $t_{конеч}$ на 4-7% хорды в зависимости от варианта формы щитка. В промежутке между -8° и -6° для всех трёх вариантов имеются углы атаки, при которых точка присоединения потока с течением времени меняет свое положение незначительно. При дальнейшем увеличении угла атаки отрывная зона с изменением времени расширяется, точка присоединения потока при этом смещается к задней кромке. При угле атаки 4° поток замыкается на задней кромке, далее с ростом угла атаки замкнутая отрывная зона в $t_{нач}$ с течением времени расширяется к задней кромке и происходит срыв потока. В результате на рис.2,3,4 можно выделить три зоны: первая зона, в которой не было зафиксировано присоединения потока. Расположена за перегородкой и ограничена кривыми $t_{конеч}$ в диапазоне углов атаки -16° до -7° и $t_{нач}$ в диапазоне углов атаки -7° и до 16° . Вторая зона реализации присоединения потока, образуется замкнутая область с вращающимся потоком и пониженным давлением внутри. С изменением времени область остаётся замкнутой. Расположена ниже по потоку от 1 зоны в диапазоне углов атаки -16° до $\approx 4^\circ$. Третья зона, в которой также происходит замыкание потока, однако со временем происходит срыв потока с задней кромки. Расположена на пластине ниже по потоку от точки присоединения потока в момент времени $t_{нач}$ в диапазоне углов атаки от $\approx 4^\circ$ до 16° .

Максимальное отличие экспериментальных значений в диапазоне -16° до 4° для всех вариантов не превышало 20%, такая погрешность объясняется размытостью спектров на снимках и сложностью снятия значений. Большинство экспериментальных точек находится вблизи расчётных значений $t_{конеч}$, разница варьируется от 5% до 15% в зависимости от формы перегородки.

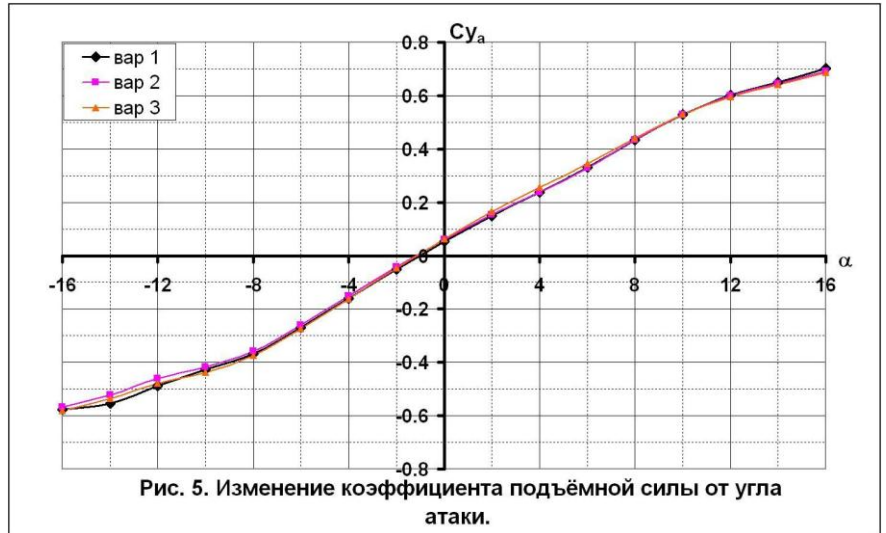
По расчёту значительного различия влияния на точку присоединения потока между вариантами перегородок выявлено не было. В эксперименте значения для вар.1 и вар.2 отличаются друг от друга на 5-7%. Отличия вар.3 от двух других вариантов значительнее.

В эксперименте фотоснимки фиксируют спектры обтекания пластины с перегородкой в некий момент времени, так как использованное оборудование не позволяло делать серию снимков для одного угла атаки с шагом по времени. На углах атаки от 6° до 16° , экспериментальные значения соответствуют расчёту, когда оторвавшийся поток замкнулся на поверхности пластины, образовав замкнутую отрывную зону, которая с течением времени ещё не успела перейти к полному срыву.

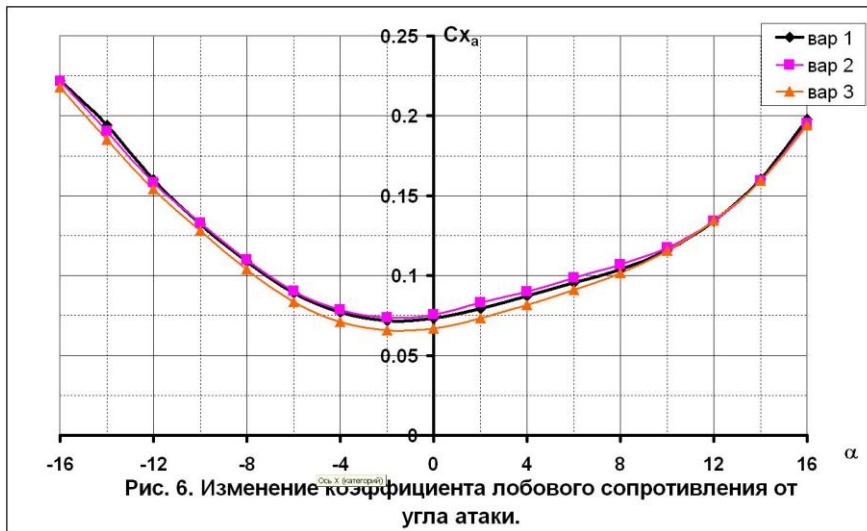
Также для рассмотрения влияния формы перегородок на аэродинамические характеристики (C_{y_a} , C_{x_a} , Mz_a и $\frac{dMz}{dC_y}$) был проведён расчёт той же модели для воздуха при

$$V_\infty = 3 \text{ м/сек}, Re = 1.6 \cdot 10^4$$

Отличия в коэффициентах подъёмной силы между вариантами перегородок незначительны. Однако стоит отметить, что установка различных вариантов перегородок на пластине привела к появлению положительного $C_{y_{a0}}$ (см. рис.5). Наибольшая часть



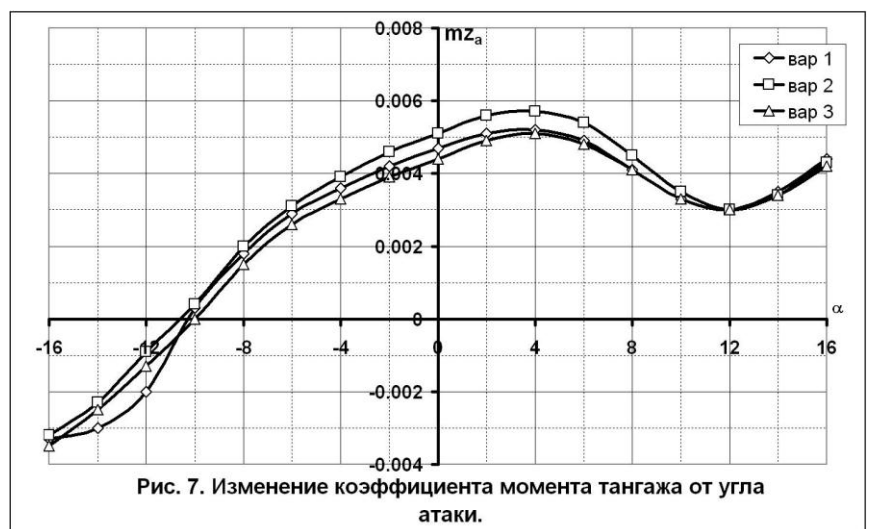
сопротивления на пластине создаётся с помощью перегородки установленной поперёк потока, точнее её составляющей



к, точнее её составляющей $C_{x_{дав}}$. Изменение формы перегородки сказывается в изменении коэффициента сопротивления более наглядно, нежели изменение в C_{y_a} . Вар.1 и Вар.2 по расчётам практически совпали друг с другом (рис.6), что объясняется одинаковой

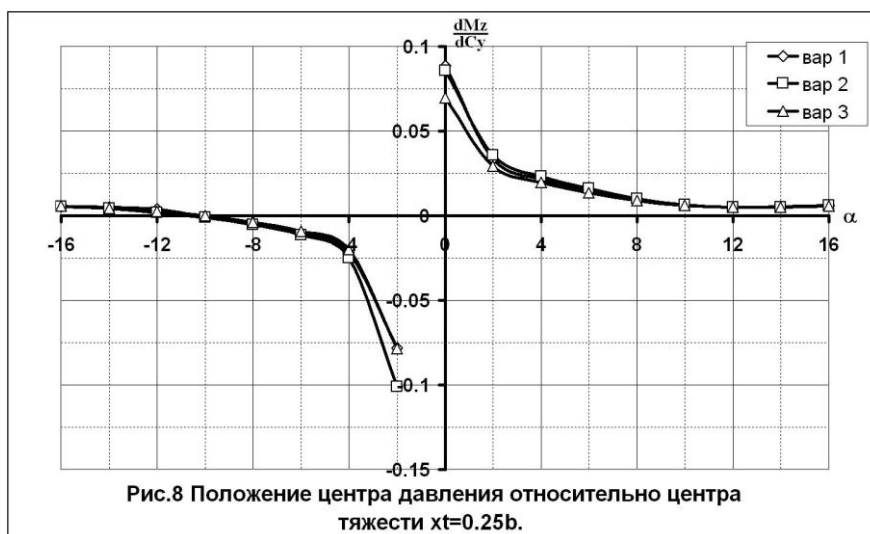
формой перегородки в наветренной части и одинаковым $C_{x_{дав}}$. Вар.3 вследствие отличающейся

формой перегородки в наветренной части имеет меньший $C_{x_{дав}}$. Поэтому, суммарный коэффициент сопротивления Вар.3 ниже, чем Вар.1 и Вар.2. Однако на углах атаки больших 10° , перегородки попадают в область отрыва потока с передней кромки пластины, разница в коэффициенте сопротивления между различными вариантами исчезает. Изменение



момента тангажа m_{z_a} (рис.7) вытекает из действия пары сил, а также положения центра давления (рис.8).

В результате численных и экспериментальных исследований в данной постановке задачи были получены сведения о влиянии формы заострения перегородок на точку присоединения потока за ней, а так же её влияние на аэродинамические характеристики.



Вар.2 показал лучший результат замыкания потока на пластине (точка присоединения потока была ближе к перегородке) и хорошее совпадение расчёта с экспериментом. Также рас-

чётным путём было выявлено, что при определённом угле атаки точка присоединения потока практически не меняет своего положения на пластине, т.е. изменение границ отрывной зоны с течением времени незначительны. Было установлено расчётным путём и подтверждено экспериментально существование в диапазоне углов атаки -16° до 4° отрывно-вихревых зон, которые с течением времени меняют форму и остаются замкнутыми.

Авторы благодарят за помощь в обсуждении Казакова Александра Викторовича.

Библиографический список:

1. Артамонова Л.Г., Белов И.А., Мамчур В.И., Радциг А.Н., Чернов Л.Г. «Численное и физическое моделирование турбулентного обтекания пластины с поперечными рёбрами» Инженерно-физический журнал. 1987. Т. 52.№1, с. 43-51
2. Власов В.А., Коган М.Н., Микеладзе В.Г., Наливайко А. Г. «Экспериментальное исследование влияния мини-щитков на аэродинамические характеристики». Журнал «Труды ЦАГИ» выпуск 2677. 2011 г.
3. Свирщевский С.Б., Артамонова Л.Г., Радциг А.Н., Семенчиков Н.В. «Управление взаимодействием пространственных отрывно-вихревых структур с несущими элементами самолёта», Журнал «Вестник МАИ» т.9, №1, 2002 г.

4. Белов И.А., Мамчур В.И. «Расчёт обтекания пластины с поперечными рёбрами». Учёные записки ЦАГИ. 1985. Т.16 №2, с. 93-97

Сведения об авторах:

Артамонова Любовь Георгиевна, доцент Московского авиационного института (национального исследовательского университета, к.т.н., тел.: 157-58-93

Ерохин Павел Васильевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета, e-mail: Phoenix.Gagarin@mail.ru

Скорынина Алёна Олеговна, студент Московского авиационного института (национального исследовательского университета, тел.: 8-964-538-0206