

УДК 532.526.5

## **Экспериментальное исследование возможности применения акустики для управления срывом потока на крыле летательного аппарата.**

В.Н.Горев , С.А.Попов , В.В.Козлов.

### **Аннотация**

Проведены экспериментальные исследования обтекания моделей крыльев в дозвуковых аэродинамических трубах для широкого диапазона углов атаки, вплоть до возникновения срыва потока. Исследована возможность управления срывом потока с помощью локализованного вибрирующего элемента. В эксперименте использована методика весовых измерений, также проведены измерения распределения давления через дренажные отверстия на поверхности модели. Показано, что в условиях компоновки малоразмерного летательного аппарата возможно размещение излучателей на поверхности крыла - мембраны, встроенные в поверхность, а также возможно размещение в фюзеляже излучателей облучающих крыло.

**Ключевые слова:** аэродинамические трубы МАИ, модели крыльев, срыв потока, звуковой излучатель;

### **Введение**

Изучению пространственной вихревой структуры отрывных течений был посвящен целый ряд работ [1 - 4], которые показали, что отрывное обтекание прямых крыльев различного удлинения не является двумерным в отношении как средних во времени, так и мгновенных характеристик течения, а обладает сложной трехмерной вихревой структурой, в которой доминируют скоррелированные между собой крупномасштабные вихревые образования с осью вращения, нормальной к поверхности крыла.

Впервые данные о картине течения при отрыве на крыле малого удлинения были получены в работах [5, 6], где было обнаружено появление сложного вихревого течения с обширной циркуляционной зоной в середине крыла. Из работ других авторов, изучавших отрывные течения, известно, что с помощью звука можно добиться, в определенном диапазоне частот акустического поля, углов атаки модели и скоростей потока, полного

устранения срыва [7 - 12]. Впоследствии было показано, что при воздействии звука существенно изменяется пространственная структура срывной зоны [13].

Необходимость изучения влияния возмущений на срыв объясняется тем, что устранение срыва значительно увеличивает подъемную силу крыла и уменьшает его лобовое сопротивление. Результаты ранее проведенных работ показали, что внешнее воздействие существенно изменяет пространственную структуру такого течения и приводит, в некоторых случаях, к полному устранению отрыва.

В настоящей работе рассмотрены различные способы акустического воздействия на крыловой профиль, в частности распределенное акустическое поле создаваемое внешним источником, а также излучатели, расположенные на поверхности модели.

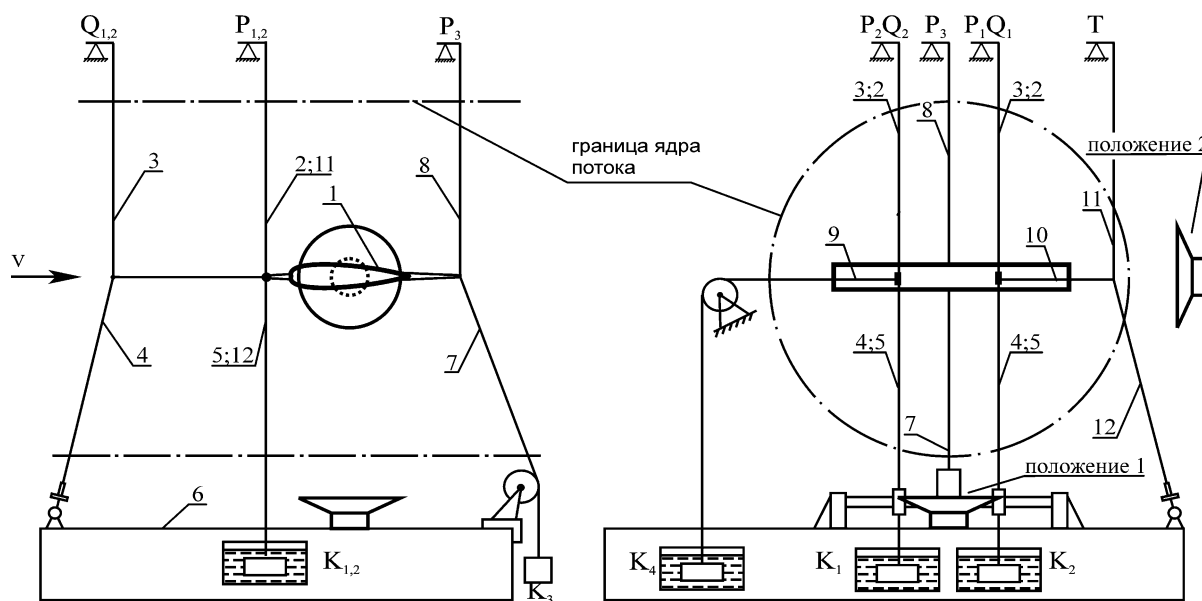
### **Методика эксперимента и результаты**

Работа выполнена в двух аэродинамических установках Московского авиационного института: Т-1 и «ПТ».

Целью экспериментов было проведение качественного исследования влияния акустики на угол срыва потока на модели крыла. Источником звука служил динамик (внешний источник) либо пьезо-мембраны установленные на поверхность крыла (поверхностный источник).

#### *Измерения в аэродинамической трубе Т-1.*

Эксперименты в трубе Т-1 проводились при скоростях 10 м/с ( $Re_c=1.7e-5$ ) и 15 м/с ( $Re_c=2.6e-5$ ). Труба Т-1 имеет рабочую часть открытого типа, диаметром 2 м (рис. 1).



- |                                  |                                |                            |                               |
|----------------------------------|--------------------------------|----------------------------|-------------------------------|
| 1. Модель.                       | 4. Наклонные тяги $Q_{1,2}$ .  | 7. Тяга контргруза $K_3$ . | 10. Горизонтальная тяга $T$ . |
| 2. Тяга $P_{1,2}$ .              | 5. Тяга контргруза $K_{1,2}$ . | 8. Тяга $P_3$ .            | 11. Вертикальная тяга $T$ .   |
| 3. Вертикальные тяги $Q_{1,2}$ . | 6. Платформа весов.            | 9. Тяга контргруза $K_4$ . | 12. Наклонная тяга $T$ .      |

Рис. 1. Схема эксперимента в аэродинамической трубе Т-1.

Измерения выполнены с помощью автоматизированных аэродинамических весов. Использовалась металлическая поверочная модель (симметричный профиль NASA 0017.5). Хорда модели  $c = 245$  мм, удлинение  $\lambda = 5$ . Также использовалась ее деревянная копия с наклеенными с помощью липкой ленты пьезо-мембранами толщина 0.2 мм и диаметром 12 мм. На крыловом профиле на расстоянии  $0.25 \cdot c$  от передней кромки крыла были установлены 6 мембран с периодом 0.6 с.

При скорости 15 м/с рассмотрено влияние на угол срыва звука разной частоты (0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0 кГц) (рис. 2). Динамик расположен в направлении перпендикулярном потоку и передней кромке напротив модели со стороны отрыва в положении 1 (рис. 1).

Без звука срыв наступал при угле атаки 18.5 градусов, со звуком при угле 19 градусов. Влияние звука наблюдается в диапазоне 0.5 – 3 кГц, за пределами указанного диапазона влияние быстро уменьшается. В работе [9] также показано, влияние звука в широком диапазоне частот.

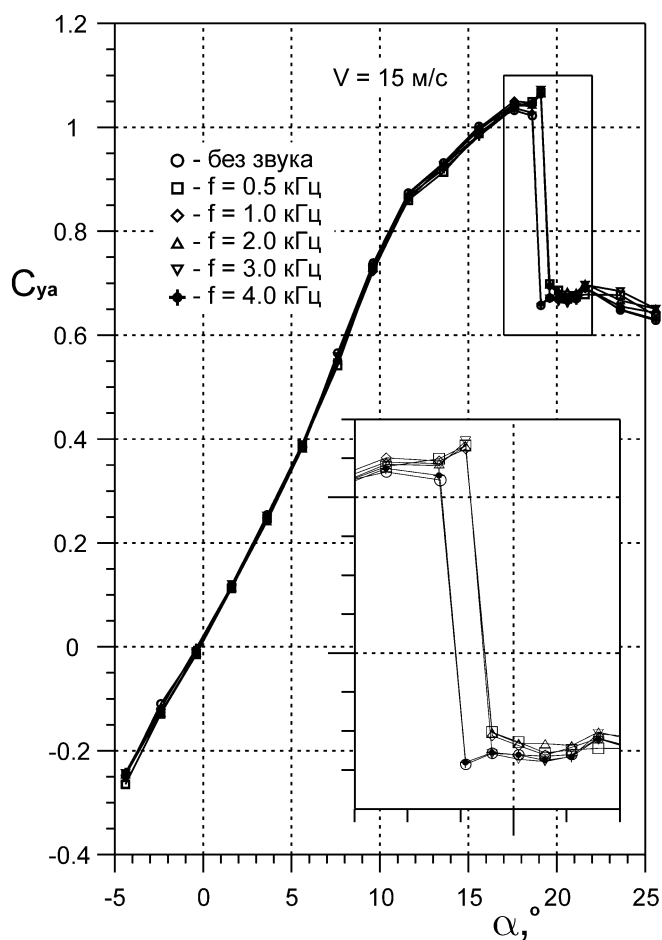


Рис. 2. Зависимости  $C_{y\alpha}$  для различных частот звука: 0.5, 1.0, 2.0, 3.0, 4.0 кГц и без звука.

При скорости 10 м/с на металлической модели проведены измерения для двух частот (2.0, 3.0 кГц) и для двух положений динамика: звук распространялся перпендикулярно потоку и передней кромке (положение 1, как в эксперименте при скорости 15 м/с) и вдоль передней кромки - положение 2 (рис. 3, а). Положение 2 моделирует источник звука, расположенный в фюзеляже летательного аппарата. Без звука срыв наступал при угле атаки  $17^\circ$ , со звуком при угле  $18.5^\circ$ . Влияние звука для положений 1 и 2 динамика одинаково эффективно.

Далее при скорости 10 м/с на деревянной модели были проведены измерения с использованием мембран в качестве источника звука (рис. 3, б). Кроме того, в этом случае, в качестве контроля проведены измерения с динамиком в качестве источника звука. Без звука срыв наступал при угле атаки  $17.7^\circ$ , со звуком: мембраны -  $18.3^\circ$  градусов, динамик -  $19^\circ$  градусов.

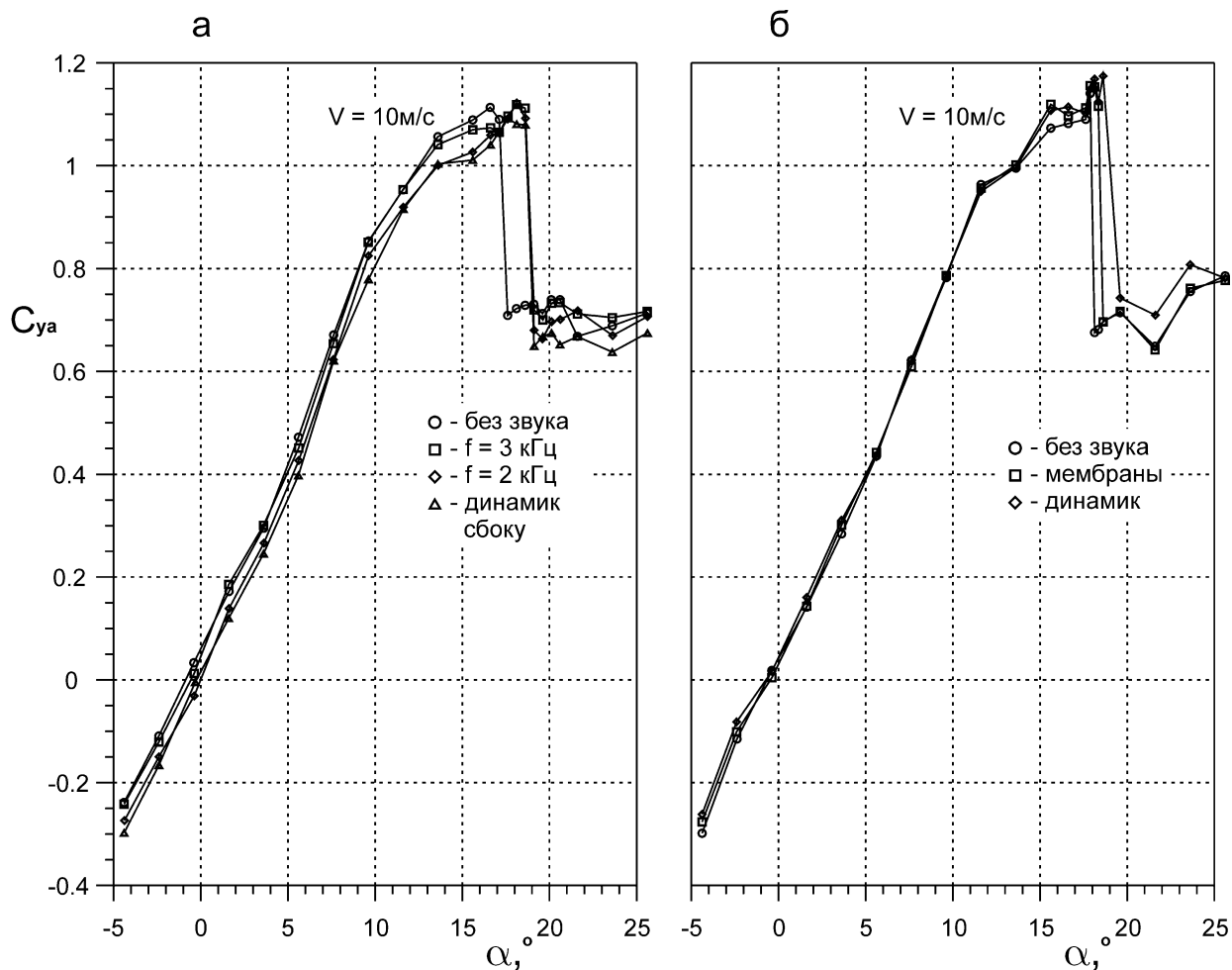


Рис. 7. Зависимости  $C_y(a)$ . (а) – частоты 2 кГц и 3 кГц, два положения динамика (снизу и сбоку). (б) – частота 2 кГц, динамик и мембраны.

*Измерения в аэродинамической трубе «ПТ».*

Аэродинамическая труба «ПТ» - «плоская труба» имеет рабочую часть  $0.25 \times 2 \text{ м}$ . В качестве модели использовался профиль NASA 0012 с хордой 750 мм, размах модели соответственно равен ширине рабочей части – 250 мм. На профиль наклеивались две мембраны, расположенные относительно передней кромки на расстоянии  $0.2 \cdot c$ .

В эксперименте в трубе «ПТ» (рис. 4) скорость потока составляла 8 м/с ( $Re_c = 4.2 \cdot 10^5$ ). Измерения проводились батарейным манометром, измерялось распределение давления на крыле для различных углов атаки (рис. 5). Затем распределения давления интегрировались, в результате были получены графики зависимости  $C_y$  от угла атаки для случая без звука, для двух случаев с включенным звуком частотой 2кГц (динамик и мембраны) и контроль без звука (рис. 6).

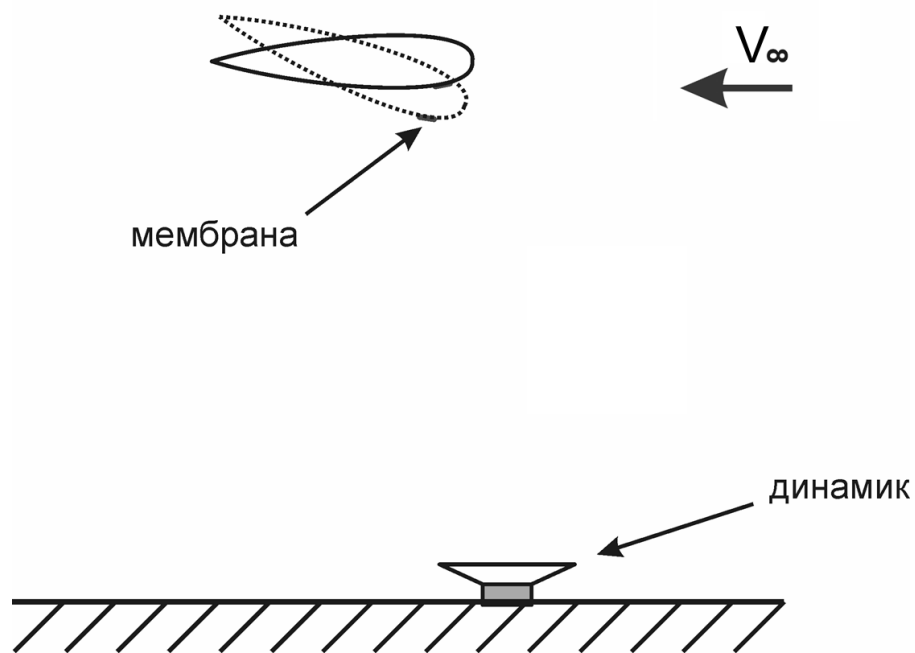


Рис. 4. Схема эксперимента в аэродинамической трубе «ПТ».

Обнаружено, что при использовании внешнего источника звука (динамик) угол срыва потока составлял 16.8 градусов, в то время как без звука угол срыва составлял 15 градусов. При использовании мембран угол срыва был равен 15.8 градусам.

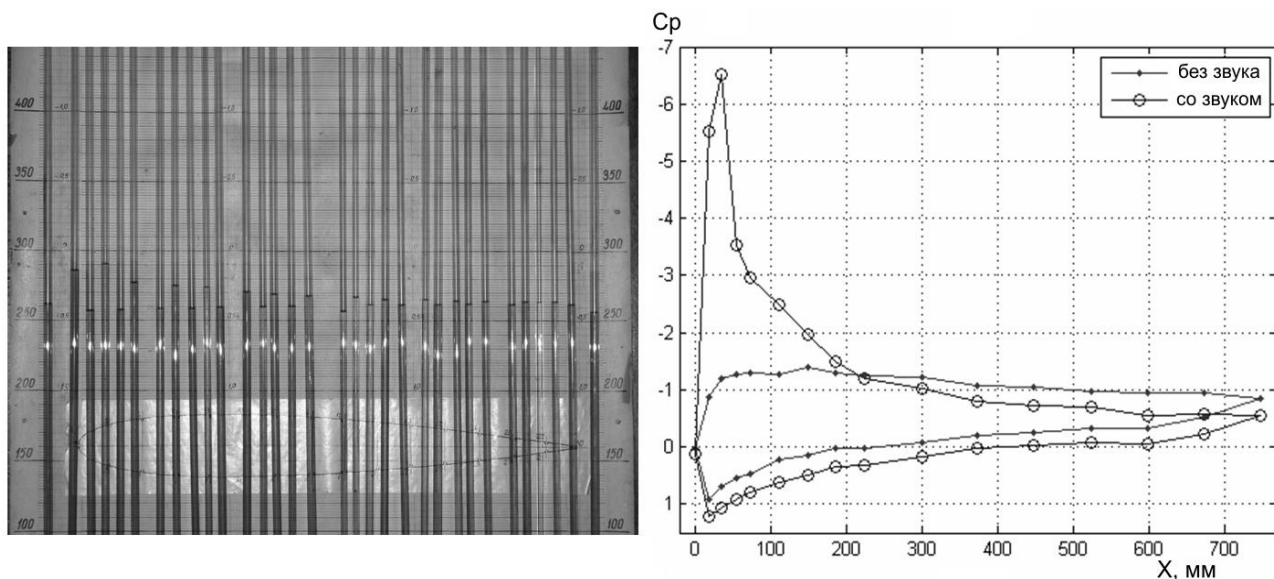


Рис. 5. Батарейный манометр – (а), коэффициент давления  $C_p$  для угла  $\alpha = 16^\circ$  (с включенным динамиком и без звука) полученный путем оцифровки фотографии батарейного манометра.

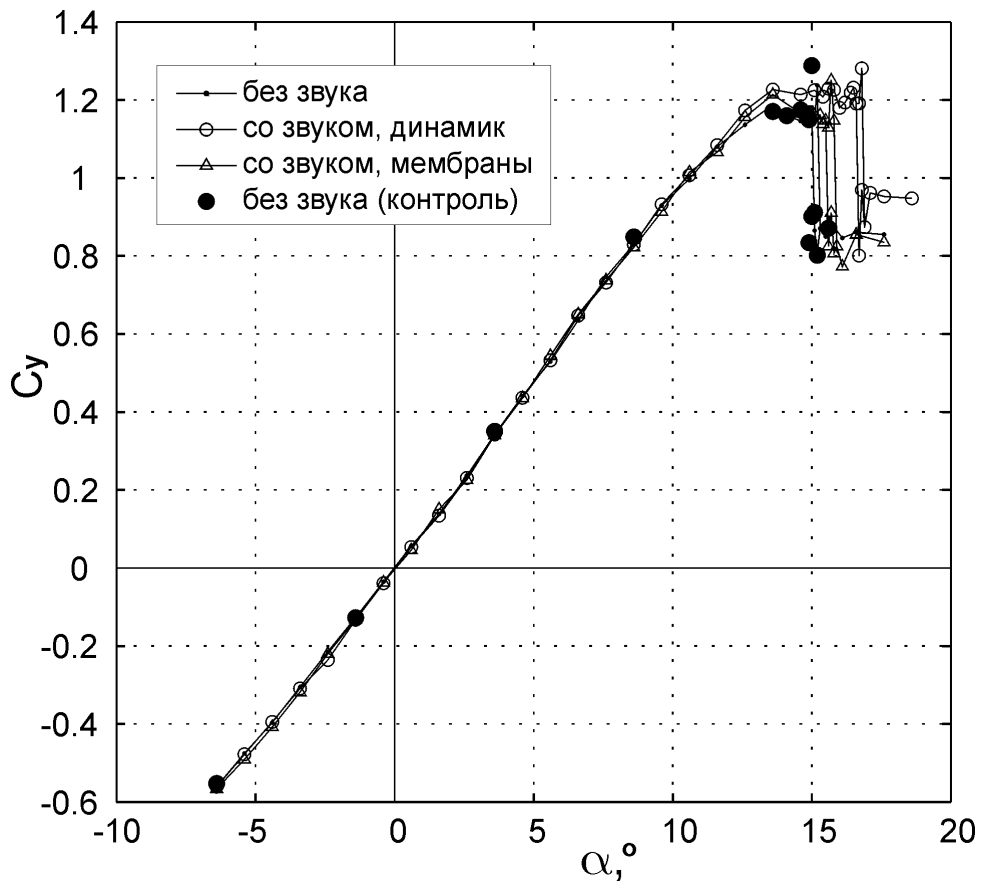


Рис. 6. Зависимость  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  для случаев без звука и со звуком: динамик либо мембраны.

Акустическое воздействие на срыв потока может быть актуальным для малоразмерных летательных аппаратов. При малых числах Рейнольдса значительно ухудшаются такие важные для летательного аппарата параметры, как область эксплуатационных углов атаки, при которых не происходит срыв потока с передней кромки, так и величина аэродинамического качества, происходит это в значительной степени из-за изменения характера обтекания. Возможно, размещение звуковых излучателей в фюзеляже или локализованных источников колебаний на поверхности крыльев позволит управлять срывом и улучшить аэродинамические характеристики малоразмерных летательных аппаратов.

### Заключение

- Исследовано влияние распределенного внешнего и локализованного на поверхности акустического поля на срыв потока на модели прямого крыла.

- Показано, что с помощью локализованных на поверхности источников звука можно увеличить угол срыва потока.

- Найдено, что эффект затягивания срыва потока наблюдается как при облучении модели перпендикулярно поверхности, так и при распространении звука вдоль передней кромки.

- Показано, что в условиях компоновки малоразмерного летательного аппарата возможно размещение излучателей на поверхности крыла - мембраны, встроенные в поверхность, а также возможно размещение в фюзеляже излучателей облучающих крыло.

### **Библиографический список**

1. Dallman V. Topological structures on three-dimensional vortex flow separation // AIAA Pap. 1983. №83-1735. 25pp.
2. Головкин М.А., Горбань В.П., Симусева Е.В., Стратонович А.Н. Обтекание прямого крыла при стационарных и квазистационарных внешних условиях // Учен. зап. ЦАГИ. 1987. Т.18, № 3. С.1-12.
3. Bippes H. Experimental investigation of topological structures in three-dimensional separated flow // Boundary-Layer Separation (eds. F.T.Smith, S.N.Brown). Berlin, Springer-Verlag, 1986. P.379-382.
4. Winkelmann A.E. Flow field studies behind a wing at low Reynolds number//AIAA Pap. 1990. №90-1471. 18pp.
5. Нейланд В.Я., Столяров Г.И. Об одном виде отрывного течения на прямоугольном крыле // Учен. зап. ЦАГИ. 1982. Т. 13, № 1.С.83-88.
6. Нейланд В.Я., Столяров Г.И., Табачников В.Г. Влияние относительной толщины прямоугольного крыла малого удлинения и числа Рейнольдса на режимы перестройки структуры обтекания // Учен. зап. ЦАГИ. 1985. Т. 16, № 3. С.1-10.
7. Collins F.G., Zelenevitz J. Influence of sound upon separated flow over wings // AIAA J. – 1975. – v.13, №3. – p.408 – 410.
8. Каравосов Р.К., Прозоров А.Г. Влияние звукового облучения на обтекание крыла при малых числах Рейнольдса // Труды ЦАГИ. – 1976. – №1790. – с.12-23.
9. Козлов В.В. Отрыв потока от передней кромки и влияние на него акустических возмущений // ПМТФ. – 1985. – №2. – с.112 – 115.
10. Жигулев С.В., Федоров А.В. Исследование влияния ультразвукового акустического поля на отрыв пограничного слоя на профиле // Уч.зап.ЦАГИ. – 1990. – т.21, №6. – с.58 – 66.
11. Kozlov V.V., Lushin V.N., Zanin B.Yu. Separated flow reattachment at an airfoil under sonic effect. // Separated Flows and Jets: Proc. IUTAM - Symp., p. 525-528 /Eds. V.V. Kozlov, A.V. Dovgal /, Berlin, Springer-Verlag, 1991.



12. Kozlov V.V., Grosche F.-R., Dovgal A.V., Bippes H., Kuhn A., Stiewitt H. Control of leading- edge separation by acoustic excitation // DLR-IB. – 1993. – №222-93 (in German). – 50 p.

13. Занин Б.Ю., Козлов В.В., Маврин О.В. О способе управления глобальным отрывом потока//Теплофизика и аэромеханика. – 1997. – т.4, №4. – с.381-385

### **Сведения об авторах**

**Горев Василий Николаевич**, научный сотрудник Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, к.ф.-м.н., 630090 г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1, e-mail: gorev\_vasiliy@ngs.ru;

**Попов Сергей Александрович**, доцент Московского авиационного института (государственного технического университета), к.ф.-м.н. 125993, г.Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, 4, e-mail: k105@mai.ru;

**Козлов Виктор Владимирович**, профессор, заведующий лабораторией, Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, д.ф.-м.н. 630090 г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1, e-mail: kozlov@itam.nsc.ru.