

УДК 629.023:533.69.048

DOI 10.18698/0536-1044-2016-11-86-98

# Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло

К.В. Михайловский<sup>1</sup>, С.В. Барановски<sup>2</sup>

<sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

<sup>2</sup> ПАО «Корпорация «Иркут», 125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр-т, д. 68, стр. 1

## The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part 1. The Rationale for Selecting Wing Geometry and the Calculation of Airloads

K.V. Mikhailovskiy<sup>1</sup>, S.V. Baranovskiy<sup>2</sup>

<sup>1</sup> BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1

<sup>2</sup> PJSC Irkut Corporation, 125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, Block 1

@ e-mail: konst\_mi@mail.ru, serg1750@mail.ru

**i** Одним из основных элементов силового каркаса авиалайнера является крыло, которое для обеспечения массовой эффективности изготавливают из полимерных композиционных материалов. Крылья из таких материалов конструируют на авиационных предприятиях в США, Франции, Великобритании, Италии, Германии, КНР и России. Однако работы по совмещенному проектированию с учетом конструктивно-силовой схемы и отдельных силовых элементов крыла имеют разрозненный характер. В связи с этим разработка методики проектирования крыла из полимерных композиционных материалов, объединяющая в себе обоснование конструктивно-силовой схемы и отдельных силовых элементов, является актуальной задачей. В работе представлена первая часть расчетов по предлагаемой методике — обоснование выбора геометрических параметров крыла и аэродинамических нагрузок на основе параметрического моделирования 12 геометрических моделей крыла, выполненных из полимерных композиционных материалов. Определено, что наименьшие аэродинамические нагрузки возникают у трапециевидного крыла с прямой стреловидностью, спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем.

**Ключевые слова:** авиалайнер, крыло, полимерные композиционные материалы, конструктивно-силовая схема, аэродинамические нагрузки.

**i** The wing is one of the basic elements of a jet airframe, and polymer composite materials are used to ensure its mass efficiency. Wings manufactured from these materials are designed at aeronautic corporations in the USA, France, Great Britain, Italy, Germany, the PRC and Russia. However, the design work combining the structural arrangement and individual

load-bearing elements of the wing is scattered. Therefore, it is important to develop methods of designing a polymer composite wing that combines the structural arrangement and load-bearing elements. This paper presents the first part of the calculations using the proposed method. It describes the rationale for selecting wing geometry and airloads using parametrical modeling of 12 geometrical models of the wing made of polymer composite materials. It is determined that the smallest airloads occur in a trapezoidal sweepback wing with a straightened edge and an asymmetrical airfoil.

**Keywords:** airliner, wing, polymer composite materials, structural arrangement, airloads.

Одной из самых ответственных конструкций авиалайнера является крыло, которое предназначено для создания аэродинамической подъемной силы и обеспечения поперечной устойчивости пассажирского самолета [1]. Крылья современных авиалайнеров преимущественно изготавливают из полимерных композиционных материалов (ПКМ) [2]. Их проектирование является сложной задачей, включающей в себя разработку и анализ большого количества вариантов и схем, что приводит к значительным временным и финансовым затратам.

В области методик проектирования крыла активно проводят исследования научные коллективы ведущих авиакомпаний: Boeing (США), AIRBUS (Франция), ПАО «Туполев», ЗАО «Гражданские самолеты Сухого» (Россия) и др. Отдельные научные изыскания сосредоточены в области исследования аэродинамики и нагрузок на крыло [3], в некоторых из них учитываются экспериментальные исследования и моделирование для получения наиболее точных данных [4]. Некоторые работы [5] включают в себя прочностной расчет, однако результаты ограничиваются получением проектной конструктивно-силовой схемы (КСС) изделия. Более интересен метод так называемой «междисциплинарной оптимизации конструкции» (MDO — Multidisciplinary Design Optimization) [6]. Однако в рамках этого подхода большее внимание уделяется оптимизации уже имеющейся конструкции с использованием генетических алгоритмов [7], моделей кригинга [8] и других методов. На основании изложенного можно констатировать, что работы, связанные с разработкой комплексной методики, которая учитывает все этапы проектирования крыла и его элементов из ПКМ, начиная с первичной геометрии и заканчивая параметрами деталей, имеют разрозненный характер.

Цель работы — составление методики проектирования крыла из ПКМ, объединяющей в себе проектирование как КСС, так и отдельных силовых элементов.

**Структура методики.** В соответствии с предлагаемой методикой проектирование крыла включает в себя ряд последовательных стадий, представленных на блок-схеме (рис. 1), и подразумевает полное проектирование первичной силовой конструкции.

На первом этапе, исходя из типа авиалайнера, определяют первичную компоновку. Строят геометрическую модель, которая содержит исходные данные для проектирования: аэродинамический профиль, размах, площадь. Возможно также рассмотрение нескольких различных вариантов с последующим выбором наиболее рационального. Затем определяют силовое воздействие на рассматриваемое крыло, обусловленное действием распределенных (от скоростного напора и веса элементов конструкции) и сосредоточенных нагрузок (от различных агрегатов). Расчет нагрузки, возникающей в полете, проводят с использованием программного комплекса ANSYS CFX или ANSYS Fluent и с учетом параметров полета (скорость, угол атаки, высота) и атмосферы.

Следующим этапом является проектирование КСС, где на основе полученных значений нагрузок определяют количество и места расположения силовых элементов, параметры силовых элементов из ПКМ, схемы армирования, толщины стенок и поясов профиля.

В данной работе рассматривался вопрос обоснования выбора геометрических парамет-

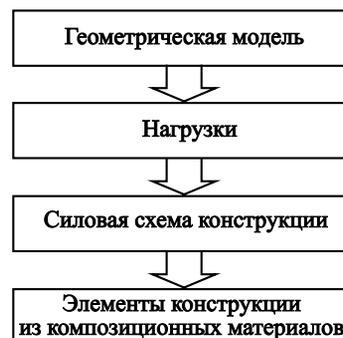


Рис. 1. Блок-схема методики

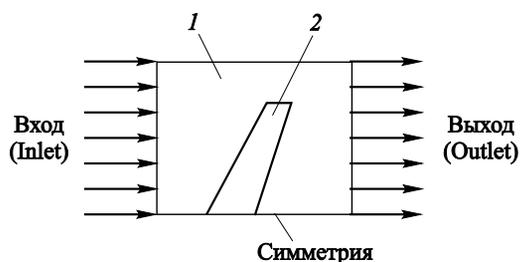


Рис. 2. Схема расчета крыла, расположенного под углом атаки  $0^\circ$  (вид сверху):  
1 — среда; 2 — тело в потоке

ров крыла и аэродинамической нагрузки на него. Аprobация проводилась на крыле среднемагистрального авиалайнера. На основе результатов анализа авиапарка существующих среднемагистральных самолетов выбран ряд вариантов крыльев с размахом 35 м, представленный ниже. Для расчета принята абсолютная высота полета 11 500 м, параметры атмосферы выбраны в соответствии с ГОСТ 4401–81. Рассматривался крейсерский режим полета со скоростью  $v = 870$  км/ч при различных значениях угла атаки:  $0$ ,  $+11$ ,  $-7^\circ$ .

Параметрический расчет для определения аэродинамической нагрузки на крыло осуществлялся в программном комплексе ANSYS 16 с помощью модуля CFX. Была построена нерегулярная объемная тетраэдральная сетка с дискретизацией рядом с поверхностью крыла. Среднее количество элементов для рассчитываемых случаев — 700 000. Среда моделировалась параллелепипедом размером  $20 \times 20 \times 10$  м. Часть крыла выходила на одну из граней параллелепипеда, на которой задавалось условие симметрии (рассматривалась только правая консоль крыла). Обычно расстояние до края расчетной области составляет  $20 \dots 30$  длин хорды [9, 10], в представленной работе —  $3,5 \dots 4$  длины хорды. Для проверки решения проведен расчет на более точной модели: раз-

мер области составлял  $120 \times 120 \times 60$  м, количество элементов — 7 000 000. В результате погрешность составила от 7 до 12 %. Таким образом, применение данной модели допустимо. Она показывает достаточную точность решения при существенном уменьшении времени расчета.

На рис. 2 представлена схема расчета крыла, расположенного под углом атаки  $0^\circ$ . Для фронтальной поверхности задавались входные (Inlet) характеристики потока, соответствующие режиму полета, для тыльной поверхности — выходные (Outlet). На крыло наложено условие «прилипания» потока (No slip wall), т. е. скорость потока равна нулю на поверхности крыла, а на остальные поверхности — условие свободного течения (Free slip wall). В расчетной модели использовалась возможность учета вихреобразования при обтекании.

При расчете крыла под углом атаки  $+11$  и  $-7^\circ$  входные и выходные условия для потока задавались в соответствии со схемами, приведенными на рис. 3.

Варьируемые параметры рассматриваемых вариантов приведены в табл. 1 и 2. Расчеты проводились по выбору геометрических параметров крыла с последующим выбором аэродинамического профиля. Исходные аэродинамические профили были построены на основе существующих [11, 12].

Таблица 1

**Варьируемые параметры стреловидного крыла с симметричным аэродинамическим профилем**

| Угол стреловидности по передней кромке $\chi$ , град | Угол поперечного V крыла $\psi$ , град |    |   |
|--|--|----|---|
| 29   | +6                                     | +3 | 0 |
| 20   | +6                                     | +3 | 0 |

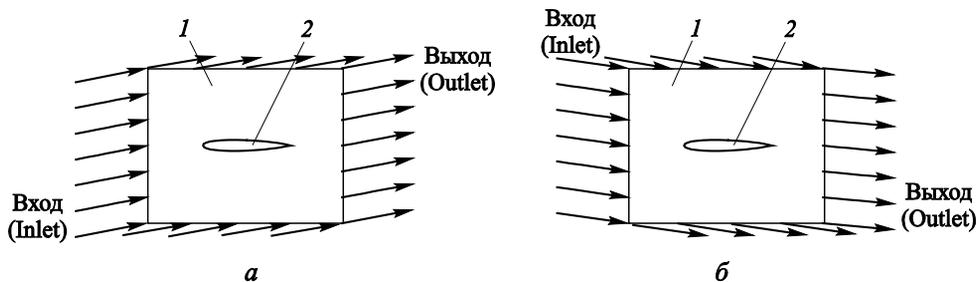


Рис. 3. Схема расчета крыла, расположенного под углом атаки  $\alpha = +11$  (а) и  $-7^\circ$  (б):  
1 — среда; 2 — тело в потоке

Таблица 2

Варьируемые типы аэродинамического профиля крыла с углами  $\chi = 29^\circ$  и  $\psi = +6^\circ$

| Вид крыла в плане        | Тип профиля   |   |   |
|--------------------------|---|---|---|
|                          |  |  |  |
| Со спрямленным участком  | А   | Д   | Е   |
| Без спрямленного участка | Б   | В   | Г   |

**Результаты параметрического моделирования.** Проведенный расчет позволил получить значения давлений по крылу, температур, увеличивающихся вследствие аэродинамического нагрева, и направления потока вблизи поверхности крыла. На рис. 4 в качестве примера приведены результаты моделирования для стреловидного крыла с симметричным аэродинамическим профилем, углом стреловидности по передней кромке  $\chi = 29^\circ$ , углом поперечного V крыла  $\psi = +6^\circ$  и углом атаки  $\alpha = 0^\circ$ .

На рис. 5–6 представлены графики распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла в различных сечениях, где  $\bar{x}$  — относительная

координата точки профиля,  $\bar{x} = x/c$  ( $x$  — координата точки в сечении профиля;  $c$  — длина хорды профиля в данном сечении).

На основе параметрического моделирования установлено, что при угле атаки  $0^\circ$  максимальное давление приходится не точно на кромку крыла, а на нижнюю его часть. Это связано с тем, что угол установки крыла у борта равен  $+3^\circ$ . К концевому сечению профиль давления выравнивается (переходит на кромку, так как концевой угол установки  $0^\circ$ ). Однако максимальные значения давления приходятся на нижнюю часть кромки крыла и сосредоточены от бортового сечения до приблизительно  $3/4$  длины крыла.

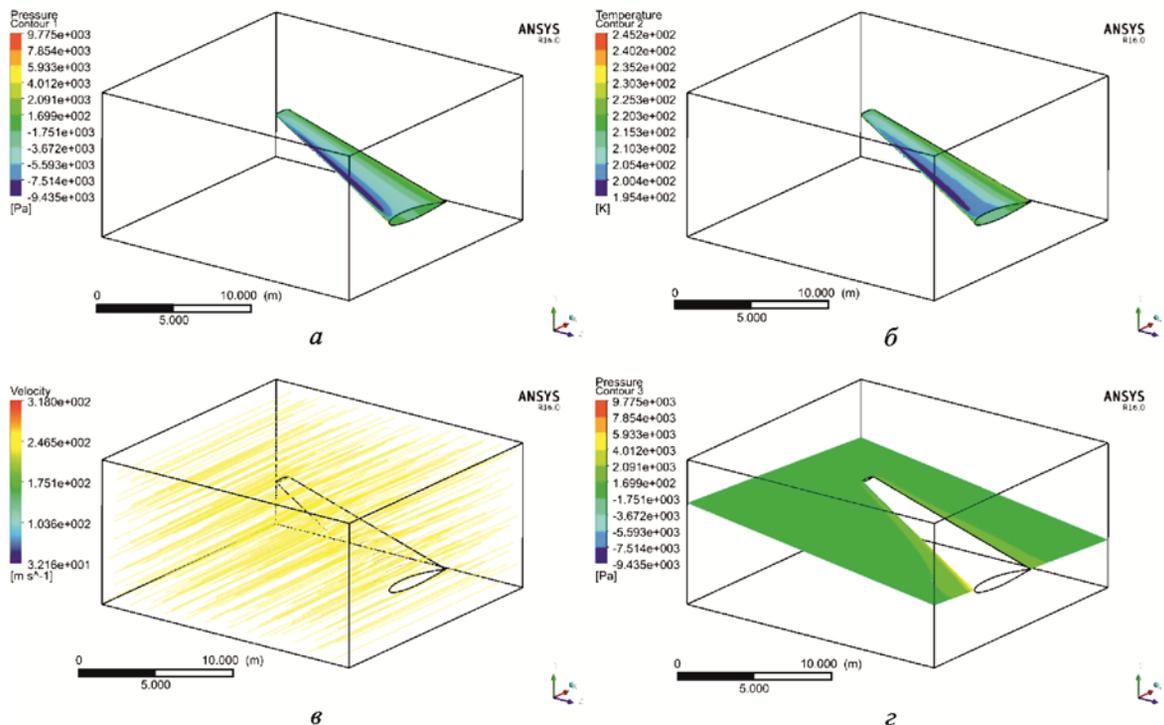


Рис. 4. Результаты моделирования:

а — распределение давления, Па, по профилю крыла; б — распределение температуры, К, по профилю крыла; в — изолинии скорости, м/с, и направления потока; з — распределение давления, Па, в среде в плоскости крыла

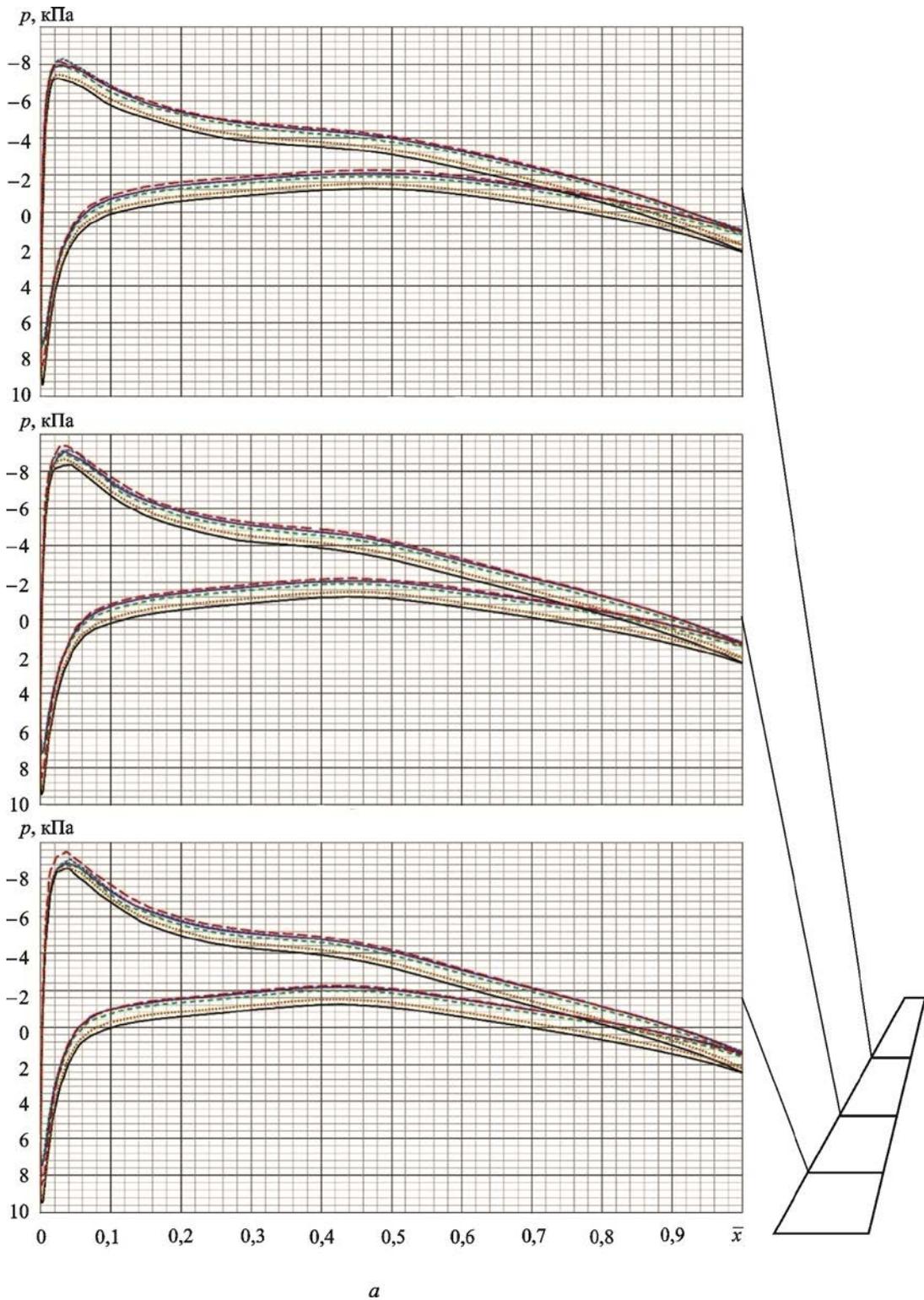


Рис. 5 (начало). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных значениях геометрических параметров:

- $\chi = 29^\circ, \psi = +6^\circ$ ; ---  $\chi = 29^\circ, \psi = +3^\circ$ ; ---  $\chi = 29^\circ, \psi = 0^\circ$ ;
- $\chi = 20^\circ, \psi = +6^\circ$ ; .....  $\chi = 20^\circ, \psi = +3^\circ$ ; - - -  $\chi = 20^\circ, \psi = 0$

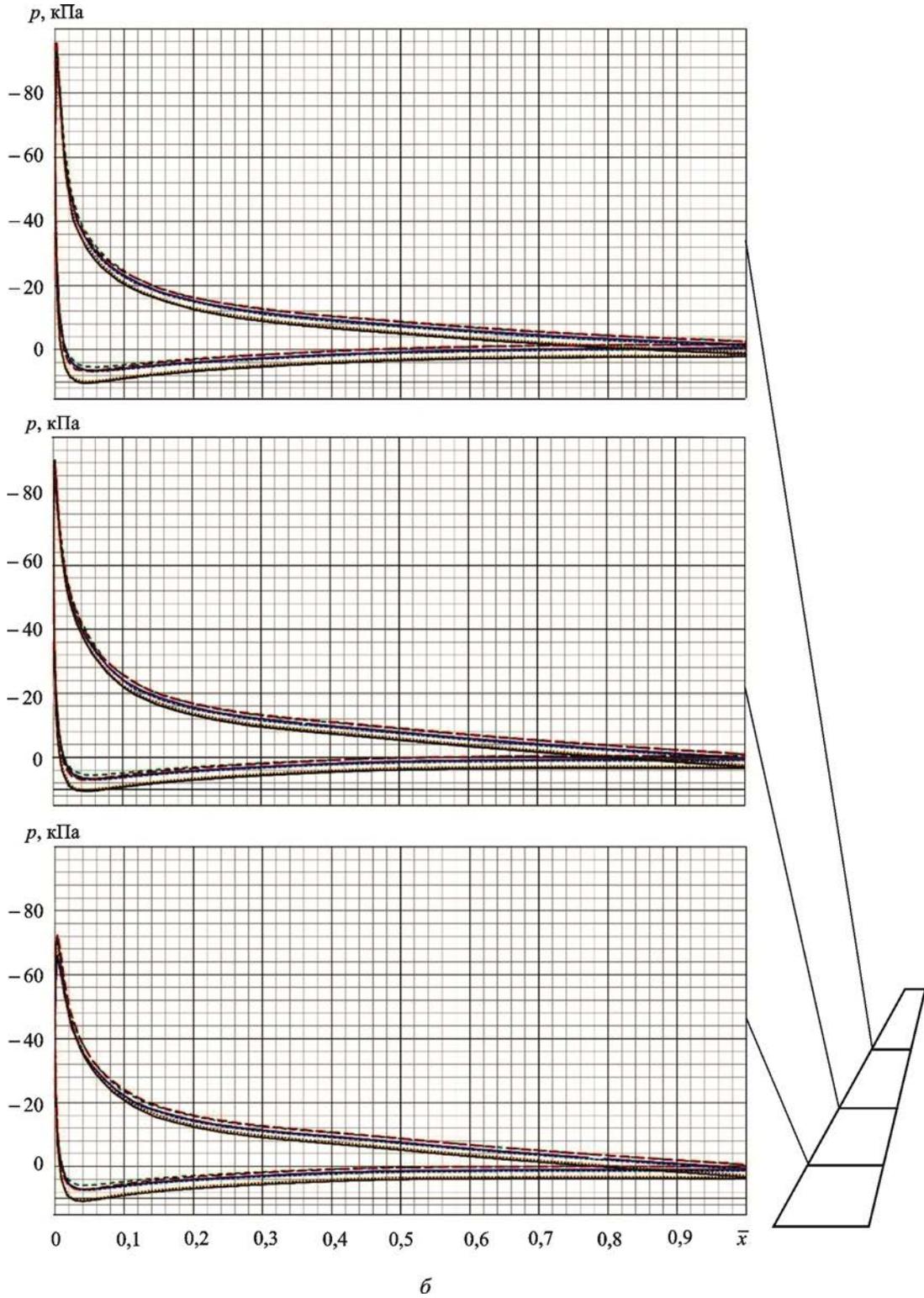


Рис. 5 (продолжение). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных значениях геометрических параметров:  
 - -  $\chi = 29^\circ, \psi = +6^\circ$ ; —  $\chi = 29^\circ, \psi = +3^\circ$ ; - - -  $\chi = 29^\circ, \psi = 0^\circ$ ;  
 —  $\chi = 20^\circ, \psi = +6^\circ$ ; - - -  $\chi = 20^\circ, \psi = +3^\circ$ ; - - -  $\chi = 20^\circ, \psi = 0$

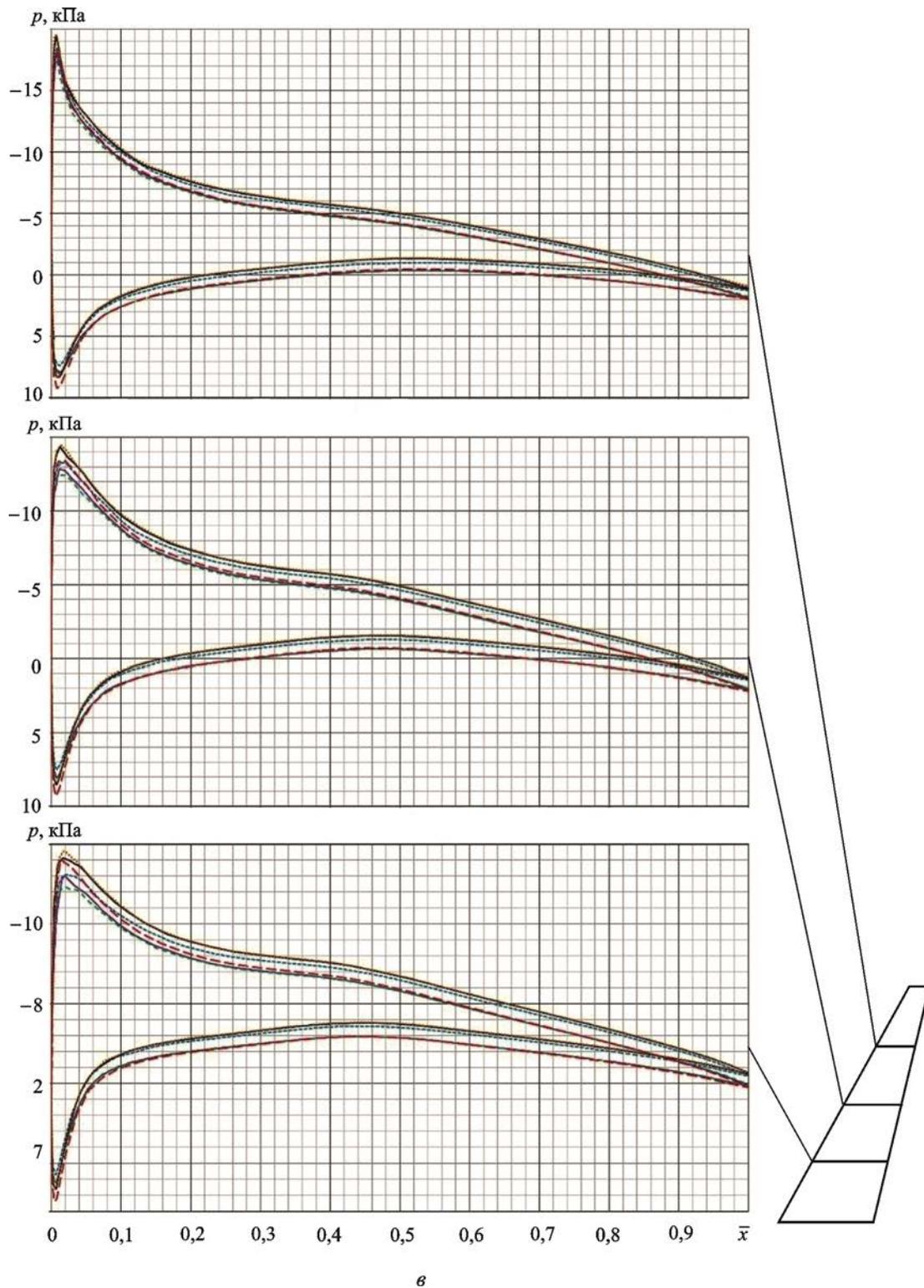


Рис. 5 (окончание). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных значениях геометрических параметров:  
 - - -  $\chi = 29^\circ, \psi = +6^\circ$ ; —  $\chi = 29^\circ, \psi = +3^\circ$ ; - · -  $\chi = 29^\circ, \psi = 0^\circ$ ;  
 —  $\chi = 20^\circ, \psi = +6^\circ$ ; ···  $\chi = 20^\circ, \psi = +3^\circ$ ; - - -  $\chi = 20^\circ, \psi = 0$

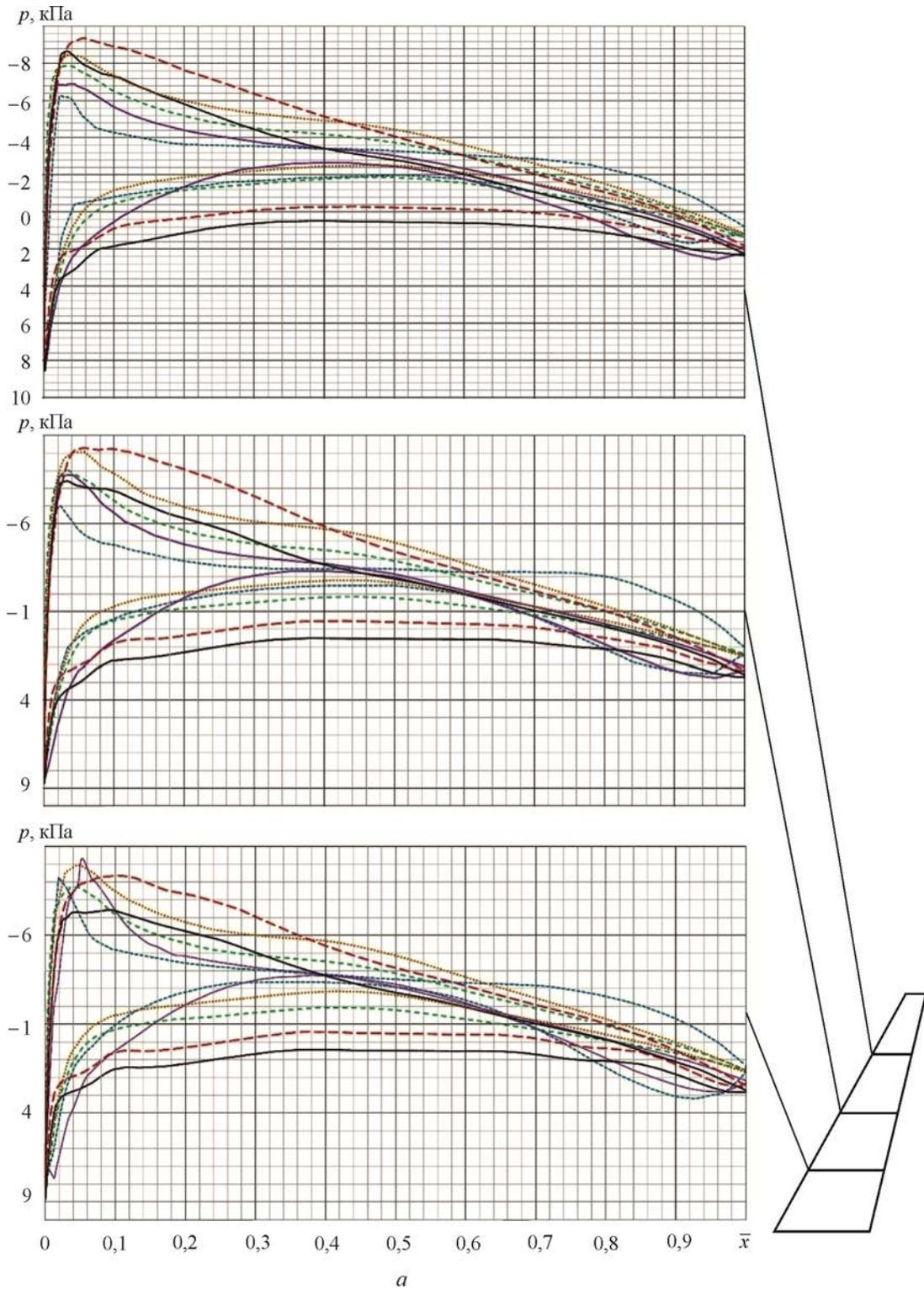


Рис. 6 (начало). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных типах профиля крыла:  
 - - - А; — Б; - - - В; — Г; ····· Д; - - - Е

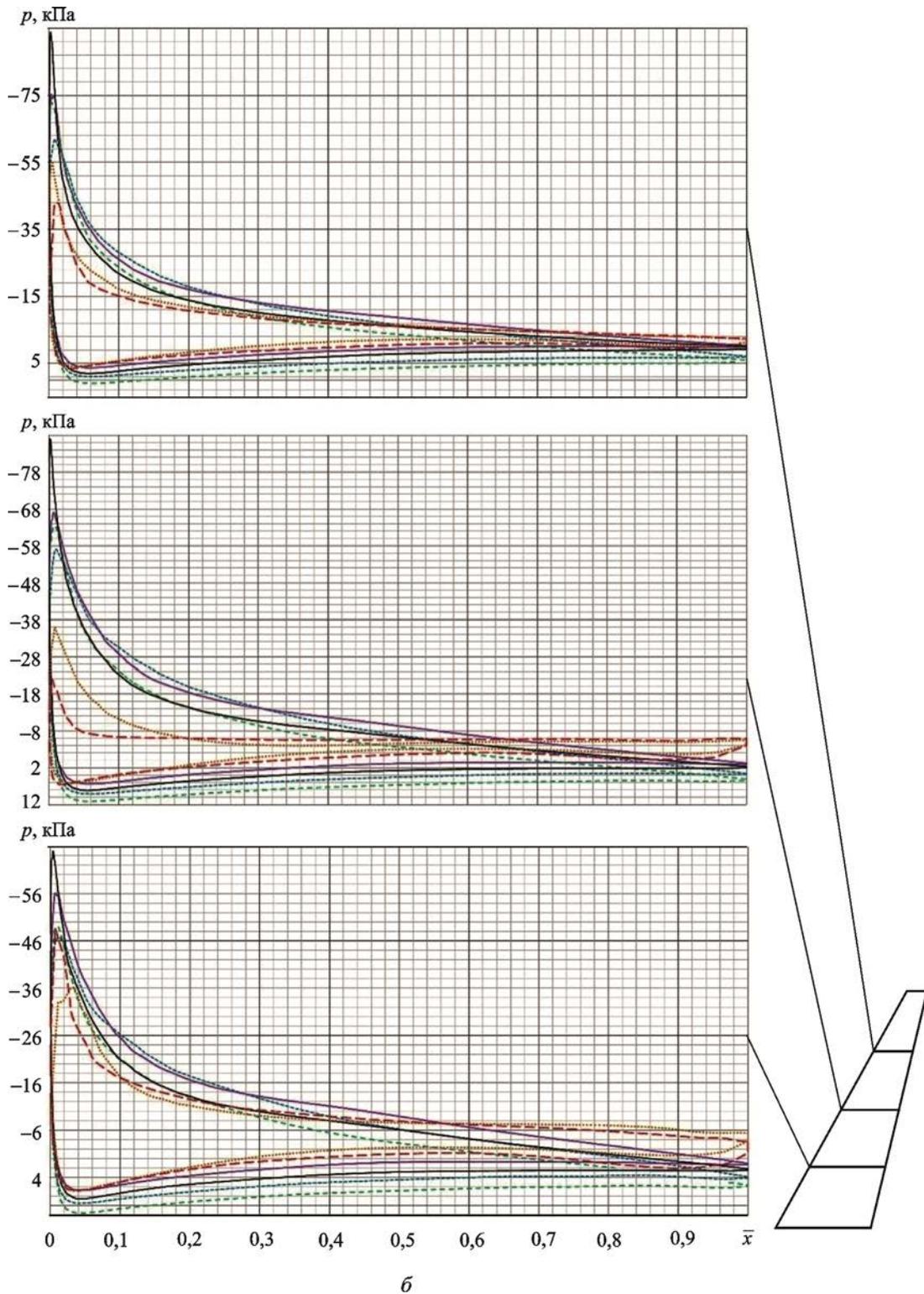


Рис. 6 (продолжение). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных типах профиля крыла:

— А; — Б; — В; — Г; — Д; — Е

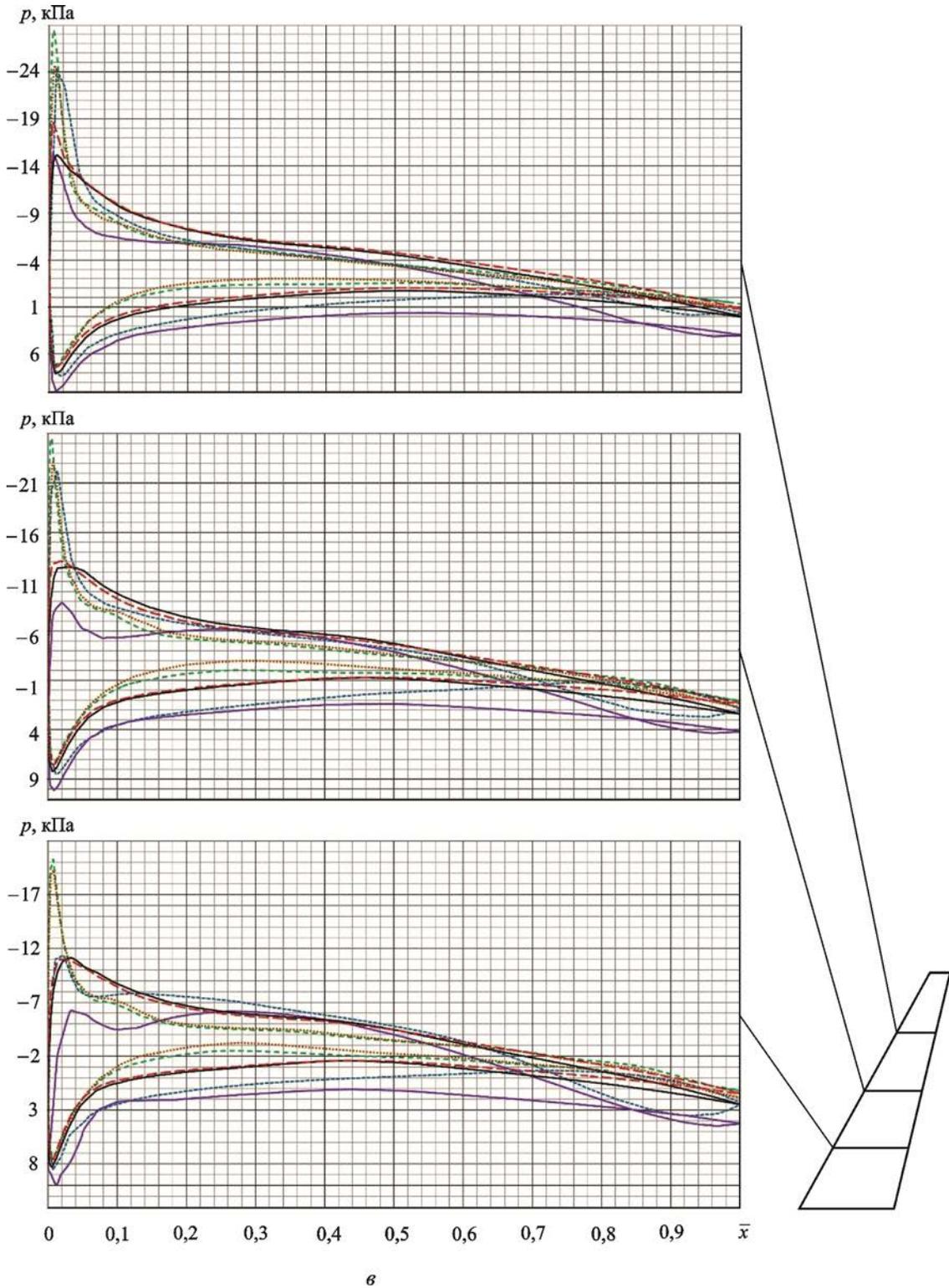


Рис. 6 (окончание). Распределения давления  $p(\bar{x})$  по профилю крыла при угле атаки  $\alpha = 0$  (а),  $+11$  (б),  $-7^\circ$  (в) и различных типах профиля крыла:  
 - - - - А; — Б; - · - · - В; — Г; · · · · · Д; - - - - Е

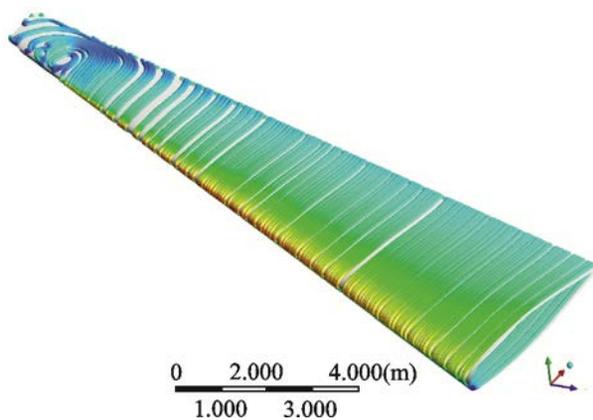


Рис. 7. Изолинии скорости потока вблизи поверхности крыла

Максимальное значение давления при углах атаки  $+11^\circ$  и  $-7^\circ$  наблюдается с наветренной стороны по поверхности крыла, а минимальное — с подветренной, что и обеспечивает подъемную силу.

В отличие от угла атаки  $-7^\circ$  при угле атаки  $+11^\circ$  с подветренной стороны в концевой части крыла определены неравномерности в полях распределения давления и температуры, что обусловлено возникновением зон турбулентности и срывом потока (рис. 7, 8). Следовательно, угол атаки  $+11^\circ$  является критическим. Данный эффект может быть устранен применением элементов механизации (например, щелевых закрылок), обеспечивающих перетекание воздуха из области повышенного давления (нижняя поверхность крыла) в область пониженного давления (верхняя поверхность крыла), что препятствует образованию завихрений и отрыву потока. Таким образом, срыв потока на верхней поверхности крыла будет происходить при больших углах атаки.

Максимальный аэродинамический нагрев при угле атаки  $0^\circ$  также наблюдается в нижней части носка крыла. Максимальное значение температуры на поверхности крыла в результате аэродинамического нагрева составляет 245 К для всех рассмотренных вариантов. Это объясняется тем, что нагрев зависит от скорости полета, параметров атмосферы для заданной высоты и аэродинамического профиля, которые для рассмотренных вариантов одинаковы. Вследствие сопротивления среды крыло нагревается не более чем на  $29^\circ\text{C}$ . По результатам расчетов установлено, что максимальные значения местного статического давления примерно одинаковы для рассматриваемых вариантов, следовательно, они будут обладать одинаковой подъемной силой.

При различных видах в плане и аэродинамических профилях поле распределения давления более неравномерно. Наименее нагруженным является вариант стреловидного крыла ( $\chi = 29^\circ$ ,  $\psi = +6^\circ$ ) со спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем типа А. В связи с этим дальнейший выбор КСС будет проводиться для данного крыла.

## Выводы

1. На основе проведенного параметрического моделирования задачи внешней аэродинамики при полете в крейсерском режиме 12 геометрических моделей крыла из ПКМ при разных углах атаки ( $0$ ,  $+11$ ,  $-7^\circ$ ) определены:

- рациональные геометрические параметры крыла с учетом угла стреловидности, угла поперечного V и аэродинамического профиля;
- значения аэродинамических нагрузок с учетом возможного образования турбулентных течений.



Рис. 8. Направление потока вблизи поверхности крыла:  
а — изолинии; б — поле значений

2. Установлено, что наименьшие аэродинамические нагрузки наблюдаются у трапециевидного крыла с прямой стреловидностью, спрямленным участком и несимметричным аэродинамическим профилем.

3. Результаты моделирования по распределению силовых нагрузок, температур будут

использованы для разработки КСС данного крыла из ПКМ, где будут определены количество и места расположения силовых элементов, параметры силовых элементов из ПКМ, схемы армирования, толщины стенок и поясов профиля.

## Литература

- [1] Житомирский Г.И. *Конструкция самолетов*. Москва, Машиностроение, 2005. 406 с.
- [2] Gay D., Hoa S.V., Tsai S.W. *Composite Materials: Design and Applications*. CRC, 2003. 562 p.
- [3] Cummings R.M., Schütte A. Detached-Eddy Simulation of the Vortical Flow field about the VFE-2 Delta Wing. *46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2008, AIAA Paper no. 2008-396, pp. 1-24.
- [4] Barber T.J., Doig G., Beves C., Watson I., Diasinos S. Synergistic integration of computational fluid dynamics and experimental fluid dynamics for ground effect aerodynamics studies. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 226, no. 6, pp. 602-619.
- [5] Jameson A., Vassberg J.C., Shankaran S. Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings. *46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2008, AIAA Paper no. 2008-145, 18 p.
- [6] Schuhmacher G., Murra I., Wang L., Laxander A., O'Leary O.J., Herold M. Multidisciplinary Design Optimization Of A Regional Aircraft Wing Box. *9<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences*, Atlanta, 2002, AIAA Paper no. 2002-5406, pp. 1-10.
- [7] Caixeta P.R., Marque S.F.D. Neural network meta model-based MDO for wing design considering aeroelastic constraints. *51<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Orlando, 2010, AIAA Paper no. 2010-2762, pp. 1-10.
- [8] Kumano T., Jeong S., Obayashi S., Ito Y., Hatanaka K., Morino H. Multidisciplinary Design Optimization of Wing Shape for a Small Jet Aircraft Using Kriging Model. *44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2006, AIAA Paper no. 2006-932, pp. 1-13.
- [9] Пилипенко А.А., Полевой О.Б., Приходько А.А. Численное моделирование влияния числа маха и угла атаки на режимы трансзвукового турбулентного обтекания аэродинамических профилей. *Ученые записки ЦАГИ*, 2012, т. 43, № 1, с. 3-21.
- [10] Вождаев В.В., Косушкин К.Г., Миргазов Р.М. Расчет аэродинамических характеристик крыла с профилем САНР в условиях естественного ламинарно-турбулентного перехода. *Научный Вестник МГТУ ГА*, 2013, № 188, с. 92-98.
- [11] Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К. *Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев*. Москва, БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. 339 с.
- [12] Кашафутдинов С.Т., Лушин В.Н. *Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей*. Новосибирск, СибНИА, 1994. 74 с.

## References

- [1] Zhitomirskii G.I. *Konstruktsiia samoletov* [The design of the aircraft]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2005. 406 p.
- [2] Gay D., Hoa S.V., Tsai S.W. *Composite Materials: Design and Applications*. CRC Press, 2003. 562 p.
- [3] Cummings R.M., Schütte A. Detached-Eddy Simulation of the Vortical Flow field about the VFE-2 Delta Wing. *46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2008, AIAA Paper no. 2008-396, pp. 1-24.
- [4] Barber T.J., Doig G., Beves C., Watson I., Diasinos S. Synergistic integration of computational fluid dynamics and experimental fluid dynamics for ground effect aerodynamics studies.

- Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G. Journal of Aerospace Engineering*, 2012, vol. 226, no. 6, pp. 602–619.
- [5] Jameson A., Vassberg J.C., Shankaran S. Aerodynamic-Structural Design Studies of Low-Sweep Transonic Wings. *46<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2008, AIAA Paper no. 2008–145, 18 p.
- [6] Schuhmacher G., Murra I., Wang L., Laxander A., O’Leary O.J., Herold M. Multidisciplinary Design Optimization Of A Regional Aircraft Wing Box. *9<sup>th</sup> AIAA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Multidisciplinary Analysis Optimization Conferences*, Atlanta, 2002, AIAA Paper no. 2002–5406, pp. 1–10.
- [7] Caixeta P.R., Marque S.F.D. Neural network meta model-based MDO for wing design considering aeroelastic constraints. *51<sup>st</sup> AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Orlando, 2010, AIAA Paper no. 2010–2762, pp. 1–10.
- [8] Kumano T., Jeong S., Obayashi S., Ito Y., Hatanaka K., Morino H. Multidisciplinary Design Optimization of Wing Shape for a Small Jet Aircraft Using Kriging Model. *44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, 2006, AIAA Paper no. 2006–932, pp. 1–13.
- [9] Pilipenko A.A., Polevoi O.B., Prikhod’ko A.A. Chislennoe modelirovanie vlianiia chisla Macha i ugla ataki na rezhimy tranzvukovogo turbulentnogo obtekaniia aerodinamicheskikh profilei [Numerical simulation of the influence of the Mach number and angle of attack on turbulent regimes of transonic flow around airfoils]. *Uchenye zapiski TsAGI [TsAGI Science Journal]*. 2012, vol. 43, no. 1, pp. 1–21.
- [10] Vozhdaev V.V., Kosushkin K.G., Mirgazov R.M. Raschet aerodinamicheskikh kharakteristik kryla s profilem SANR v usloviakh estestvennogo laminarno-turbulentnogo perekhoda [Calculation of aerodynamic characteristics of the wing with SANR airfoil in conditions of natural laminar-turbulent transition]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA [Research Bulletin Moscow State Technical University of Civil Aviation]*. 2013, no. 188, pp. 92–98.
- [11] Ushakov B.A., Krasil’shchikov P.P., Volkov A.K. *Atlas aerodinamicheskikh kharakteristik profilei kryl’ev* [Atlas of aerodynamic characteristics of the wing sections]. Moscow, BNT NKAP pri TsAGI publ., 1940. 339 p.
- [12] Kashafutdinov S.T., Lushin V.N. *Atlas aerodinamicheskikh kharakteristik krylovykh profilei* [Atlas of aerodynamic characteristics of airfoils]. Novosibirsk, SibNIA publ., 1994. 74 p.

Статья поступила в редакцию 08.06.2016

## Информация об авторах

**МИХАЙЛОВСКИЙ Константин Валерьевич** (Москва) — кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: konst\_mi@mail.ru).

**БАРАНОВСКИ Сергей Владиславович** (Москва) — инженер-конструктор 3 категории. ПАО «Корпорация «Иркут» (125315, Москва, Российская Федерация, Ленинградский пр-т, д. 68, стр. 1, e-mail: serg1750@mail.ru).

## Information about the authors

**MIKHAILOVSKIY Konstantin Valerievich** (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Space-Rocket Composite Design Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: konst\_mi@mail.ru).

**BARANOVSKI Sergey Vladislavovich** (Moscow) — Design Engineer, 3rd Grade. PJSC Irkut Corporation (125315, Moscow, Russian Federation, Leningradskiy Ave., Bldg. 68, Block 1, e-mail: serg1750@mail.ru).