

Особенности аэродинамических характеристик крыла обратной стреловидности

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского
«Харьковский авиационный институт»*

Представлен анализ схем самолетов с крылом обратной стреловидности (КОС). Описаны аэродинамические особенности КОС и связанные с этим преимущества и недостатки. Выполнено численное моделирование обтекания учебно-тренировочного самолета с крылом обратной стреловидности, построенное на математической модели, базирующейся на методе дискретных вихрей, в нелинейной нестационарной постановке задачи. Получены численные значения аэродинамических характеристик.

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, крыло обратной стреловидности, учебно-тренировочный самолет.

Интерес к крылу обратной стреловидности (КОС) проявляется продолжительное время, что связано с рядом преимуществ, которые имеет КОС по сравнению с крылом прямой стреловидности. Аэродинамическая компоновка “бесхвостка” с КОС была запатентована Г. Ландверлином и Г. Берроу (Франция) в 1922 году (патент № 196937, Англия; Aeroplane/ G. Landverlin, G. Berreur, 1.05.1922) [1, 2]. Кроме высоких несущих свойств, предложенная аэродинамическая компоновка с КОС обеспечивала хорошую устойчивость и управляемость летательного аппарата (ЛА) на больших углах атаки.

Большой вклад в изучение аэродинамических характеристик схемы “бесхвостка” с КОС внёс советский учёный Виктор Николаевич Беляев [3]. В 1934 году под руководством В. Н. Беляева в ЦАГИ был построен планер БП-2 (ЦАГИ-2) с крылом обратной стреловидности. На базе БП-2 был создан рекордный планер БП-3 (рис. 1), а в 1938 году – бомбардировщик ДБ-ЛК (рис. 2).

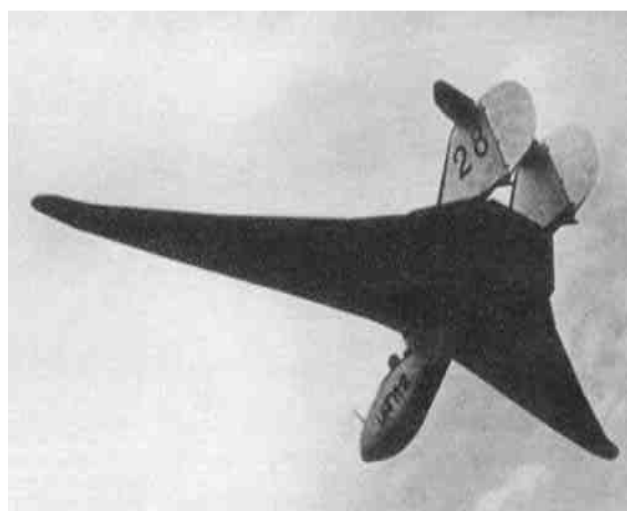


Рис. 1. Облик планера В.Н. Беляева БП-3

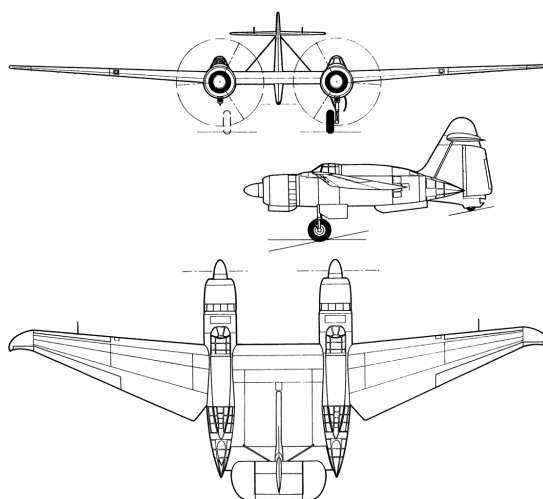


Рис. 2. Схема бомбардировщика Беляева и Юханина ДБ-ЛК

В 1944 году в Германии разработан бомбардировщик Ju-287 (рис. 3), построено семь самолётов. В том же году в США выполнен первый полёт планера Cornelius XFG-1 с КОС (рис. 4).



Рис. 3. Схема бомбардировщика Ju-287



Рис. 4. Схема планера XFG-1

В 1945 году был поднят в воздух планер конструктора П.В. Цыбина ЛЛ-3 (рис. 5).



Рис. 5. Схема планера П.В. Цыбина ЛЛ-3

В 1964 году в Германии совершил свой первый полёт пассажирский самолёт с крылом обратной стреловидности HFB-320 Hansa Jet (рис. 6).



Рис. 6. Схема пассажирского самолёта HFB-320 Hansa Jet

В процессе исследований специалисты фирмы Grumman столкнулись с проблемой увеличения лобового сопротивления стреловидного крыла с наплывом в корне крыла. Проблема была разрешена применением КОС. Идея была реализована на самолёте X-29 [8] (рис. 7).



Рис. 7. Схема экспериментального самолёта X-29А

Через 15 лет, в 1997 году первый полёт совершил истребитель С-37-1 "Беркут", а в 2001 году самолёт переименован в Су-47 (рис. 8).



Рис. 8. Схема самолёта Су-47 "Беркут"

В 90-е годы XX века существовали проекты пассажирских самолётов с КОС: в Японии – Honda МН02, в США – VisionAire VA-10 Vantage (рис. 9).



Рис. 9. Схема самолёта бизнес-класса VA-10 Vantage

Рассмотрим особенности аэродинамических характеристик крыла обратной стреловидности

Стреловидность крыла по передней кромке $\chi_{ПК}$ обеспечивает увеличение критического числа Маха M_{∞}^* и уменьшение волнового сопротивления $c_{x\omega 0}$ на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях полёта.

Применение стреловидного крыла позволило эффективно преодолевать "звуковой барьер" и создать первые серийные сверхзвуковые самолёты с приемлемым значением аэродинамического качества на сверхзвуковых скоростях полёта.

В силу ряда объективных причин в первую очередь было создано крыло с положительным углом стреловидности $\chi_{ПК} > 0$, которое получило наименование "стреловидное крыло" и успешно применяется до сих пор. Однако такое крыло имеет ряд недостатков, которые вносят нежелательные особенности в аэродинамические характеристики самолёта.

Так, у стреловидного крыла ($\chi_{ПК} > 0$) по сравнению с прямым крылом ($\chi_{ПК} = 0$) аэродинамическая нагрузка по его размаху l имеет отличительные особенности, показанные на рис. 10 [9].

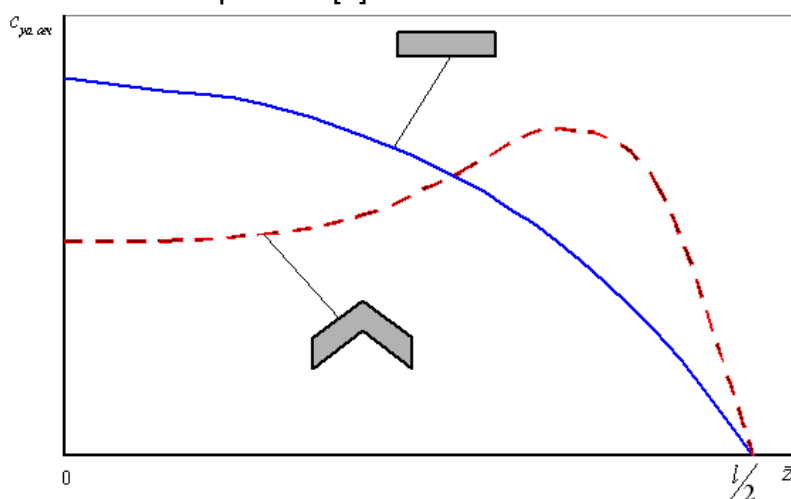


Рис. 10. Характер распределения подъемной силы вдоль размаха изолированного прямого и стреловидного крыльев

Из рис. 10 видно, что у крыла $\chi_{ПК} = 0$ зависимость $c_{y\text{сеч}}(\bar{z})$ близка к эллиптическому распределению, что реализует малое индуктивное сопротивление крыла c_{xi} . У стреловидного крыла ($\chi_{ПК} > 0$) погонная нагрузка возрастает в концевых сечениях, а зависимость $c_{y\text{сеч}}(\bar{z})$ далека от эллиптического распределения. Поэтому стреловидное крыло обладает большим индуктивным сопротивлением c_{xi} по сравнению с прямым крылом. В сочетании с низкими несущими свойствами стреловидного крыла ($\chi_{ПК} > 0$) приводит к снижению его аэродинамического качества K . Кроме того, у стреловидного крыла, по сравнению с прямым крылом на малых углах атаки α имеет место больший момент тангажа от аэродинамической нагрузки в корне крыла ($\bar{z}=0$), что невыгодно с точки зрения обеспечения условий прочности. Увеличение нагрузки в концевых сечениях стреловидного крыла вызывает срыв потока в концевых сечениях при увеличении угла атаки α . Это приводит к потере эффективности органов поперечного управления (элероны, флапероны и т.п.) так как они находятся в зоне срыва потока.

Срыв потока в концевых сечениях стреловидного крыла вызывает смещение координаты аэродинамического фокуса крыла \bar{x}_F вперёд, что приводит к уменьшению запаса продольной статической устойчивости самолёта ($\bar{x}_F - \bar{x}_{ц.м}$) при увеличении угла атаки α , появлению несбалансированного кабрирующего момента m_z и к так называемому подхвату самолёта по перегрузке. На крыле с большим углом стреловидности $\chi_{ПК}$ применяют специальные устройства (аэродинамические гребни, перегородки и т.п.), что дополнительно увеличивает лобовое сопротивление c_{xa} и массу конструкции m_k .

Неблагоприятных особенностей аэродинамических характеристик стреловидных крыльев можно избежать, применяя крыло с обратной стреловидностью ($\chi_{ПК} < 0$), распределение подъемной силы вдоль размаха $c_{y\text{сеч}}(\bar{z})$ которого показано на рис. 11.

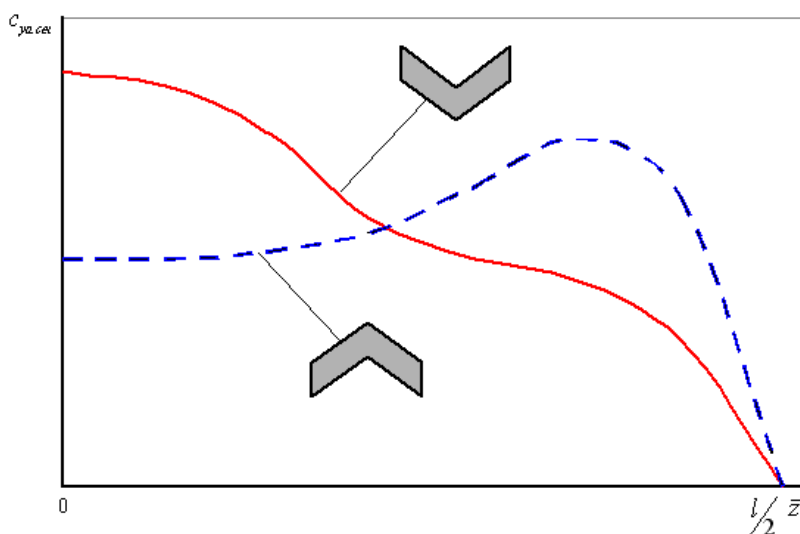


Рис. 11. Характер распределения подъемной силы вдоль размаха изолированного стреловидного крыла и КОС

Видно, что у КОС ($\chi_{ПК} < 0$) более нагружены корневые сечения. Такое распределение нагрузки $c_{y\text{сеч}}(\bar{z})$ приводит к снижению индуктивного сопротивления крыла c_{xi} и увеличению его аэродинамического качества K .

На КОС при увеличении угла атаки α срыв потока по передней кромке начинается не в концевых а в корневых сечениях. Поэтому эффективность органов поперечного управления самолётом не теряется в широком диапазоне углов атаки α , кроме того, обеспечивается меньший изгибающий момент в корне крыла, что выгодно для обеспечения условий прочности конструкции.

На трансзвуковых скоростях скачок уплотнения на верхней поверхности КОС образуется с большим углом наклона к вектору скорости невозмущённого потока \vec{V}_∞ (рис. 12), чем на стреловидном крыле, в результате волновое сопротивление – меньше (рис. 13), а волновой кризис наступает на больших числах M_∞ (рис. 14).

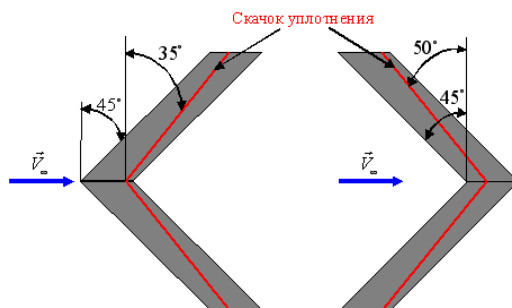


Рис. 12. Положение скачков уплотнения на крыльях прямой и обратной стреловидности

На рис. 13 показано распределение коэффициента сопротивления по размаху крыла $c_{xa\text{сеч}}(\bar{z})$. Видно, что у КОС в корневых сечениях генерируется значительная подсосывающая сила \vec{T} , а у стреловидного крыла – незначительная, приложенная к концевым сечениям. В то же время сопротивление корневых сечений имеет большую абсолютную величину. Таким образом, при нулевом угле атаки α_0 в трансзвуковой области течения КОС имеет меньшее интегральное лобовое сопротивление c_{xa} .

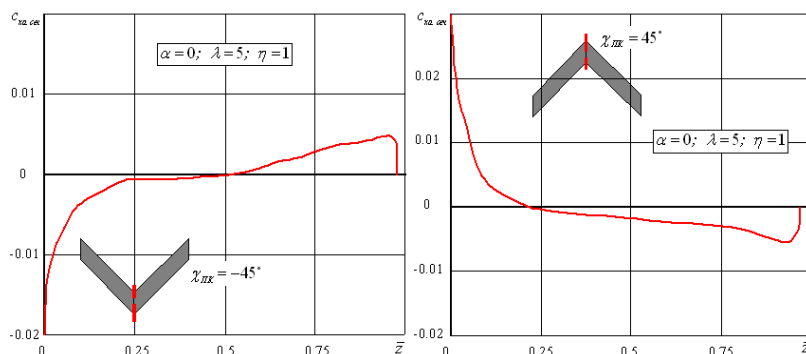


Рис. 13. Распределение коэффициента сопротивления по размаху стреловидного крыла и КОС

На рис. 14 показан характер изменения минимального коэффициента лобового сопротивления $c_{x\alpha \min}$ в зависимости от числа M_∞ . Видно, что на КОС волновой кризис протекает более плавно, а стреловидное крыло более предпочтительно при $M_\infty \geq 1.3$.

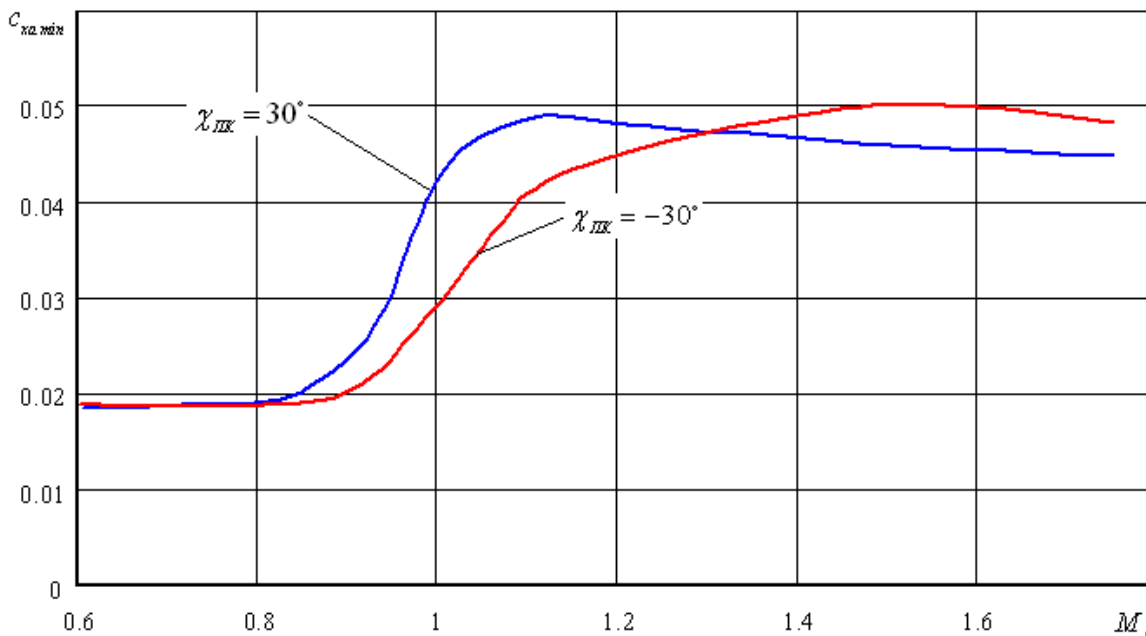


Рис. 14. Характер влияния числа M_∞ на минимальный коэффициент лобового сопротивления на стреловидном крыле и КОС

ЛА с КОС ($\chi_{ПК} < 0$) обладает более высокими аэродинамическими характеристиками в трансзвуковом диапазоне скоростей полёта. Его аэродинамическая компоновка позволяет проще обеспечить трансзвуковое правило площадей по сравнению с ЛА, имеющим $\chi_{ПК} > 0$ (рис. 15), а это существенно снижает величину волнового сопротивления $c_{x\omega 0}$ ЛА в целом.

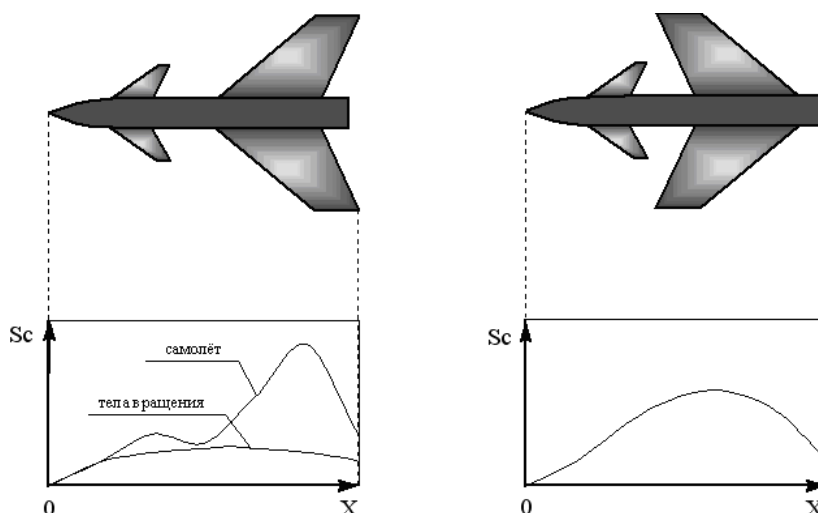


Рис. 15. Характер продольного распределения площади поперечного сечения самолета с крылом прямой стреловидности и КОС

Перечисленные выше особенности обтекания КОС ($\chi_{ПК} < 0$) позволяют получить большее значение максимального аэродинамического качества K_{max} в широком диапазоне чисел M_∞ полёта по сравнению со стреловидным крылом ($\chi_{ПК} > 0$), имеющим тот же угол стреловидности $\chi_{ПК}$ и удлинение λ (рис. 16).

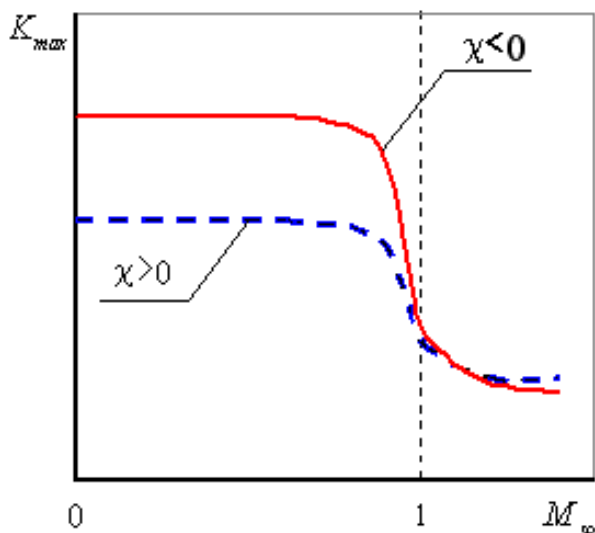


Рис. 16. Влияние числа M_∞ на максимальное аэродинамическое качество КОС и стреловидного крыла

Особенности аэродинамических характеристик КОС (рис. 17, б) связаны с характером его обтекания. В дозвуковом диапазоне скоростей при обтекании его передней кромки, имеющей значительную стреловидность, образуется устойчивый интенсивный вихревой жгут, распространяющийся вниз по потоку над поверхностью крыла, который оказывает существенное влияние на спектр обтекания крыла и ЛА в целом (рис. 17).

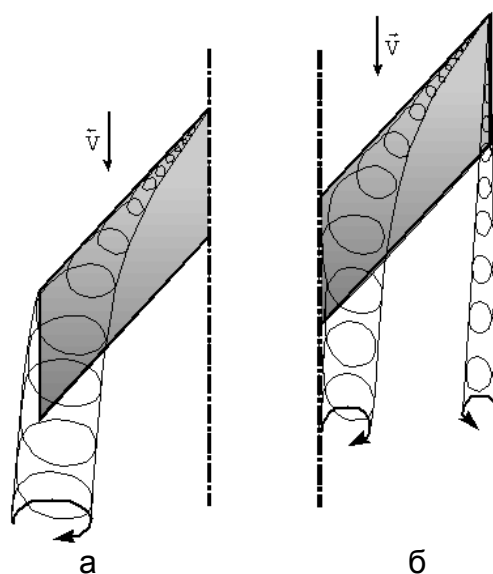


Рис. 17. Особенности обтекания крыльев $\chi_{ПК} > 0$ (а) и $\chi_{ПК} < 0$ (б)

Вихревой жгут представляет собой зону “пониженного” давления в возмущённом потоке, при этом он сохраняет устойчивость в определённом диапазоне углов атаки α , а его интенсивность по мере увеличения угла атаки α возрастает. В результате реализуется увеличение аэродинамической нагрузки $c_{y\text{веч}}(\bar{z})$, что приводит к повышению несущих свойств крыла c_{ya}^α и способствует “затягиванию” отрыва потока с верхней поверхности крыла на большие углы атаки α . Поэтому у КОС достигаются большие значения коэффициента подъёмной силы c_{ya} при большем критическом угле атаки $\alpha_{кр}$ (рис. 18).

Следует отметить, что у самолёта со стреловидным крылом вихревой жгут проходит вблизи плоскости его симметрии, где может быть расположено вертикальное оперение (ВО). Это может привести к отрицательной интерференции вихревых жгутов и ВО при наличии угла скольжения β и потере путевой устойчивости ЛА на больших углах атаки α [10] (рис. 19).

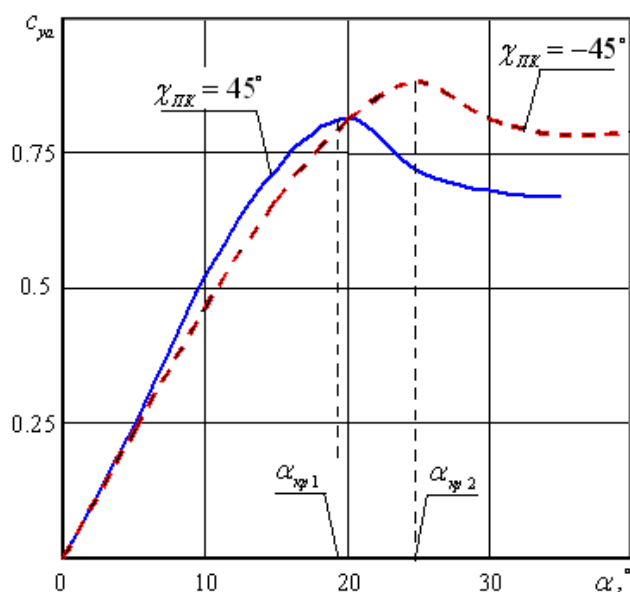


Рис. 18. Сопоставление зависимостей $c_{ya}(\alpha)$ КОС и стреловидного крыла

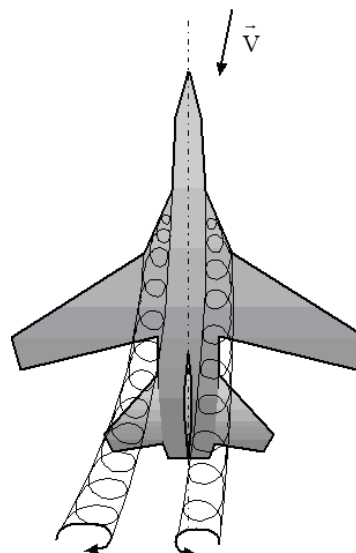


Рис. 19. Особенности обтекания самолёта с крылом сложной формы в плане при $\beta \neq 0$

В случае КОС ($\chi_{ПК} < 0$) вихревые жгуты имеют обратное направление вращения, поэтому они не оказывают неблагоприятного воздействия на ВО при $\beta \neq 0$ на больших углах атаки α и не вызывают потери путевой устойчивости ЛА.

Таким образом, КОС обеспечивает ряд преимуществ по сравнению со стреловидным крылом, имеющим тот же угол стреловидности и удлинение, а именно:

- расширяет зону установившегося маневрирования (без потери энергии) благодаря увеличению максимального аэродинамического качества K_{\max} в широком диапазоне чисел M_∞ ;
- уменьшает взлётно-посадочные дистанции, длину разбега и пробега;
- уменьшает скорость сваливания благодаря увеличению максимального значения коэффициента подъёмной силы и критического угла атаки $\alpha_{кр}$ при

сохранении путевой статической устойчивости и поперечной управляемости в более широком диапазоне углов атаки α .

Однако крыло обратной стреловидности имеет и ряд недостатков. Так, из-за особенностей его обтекания наблюдается ранний по углу атаки α срыв потока в корневой части крыла. Это может наблюдаться на углах атаки $\alpha = 4 \dots 6^\circ$. Срыв потока охватывает сравнительно большую площадь крыла и снижает эффективность механизации задней кромки. Кроме того, срыв потока в корневой части КОС наряду с концевым срывом на стреловидном крыле ($\chi_{ПК} > 0$) приводит к тому, что на больших углах атаки α распределение нагрузки по размаху крыла (рис. 11) качественно изменяется (рис. 20).

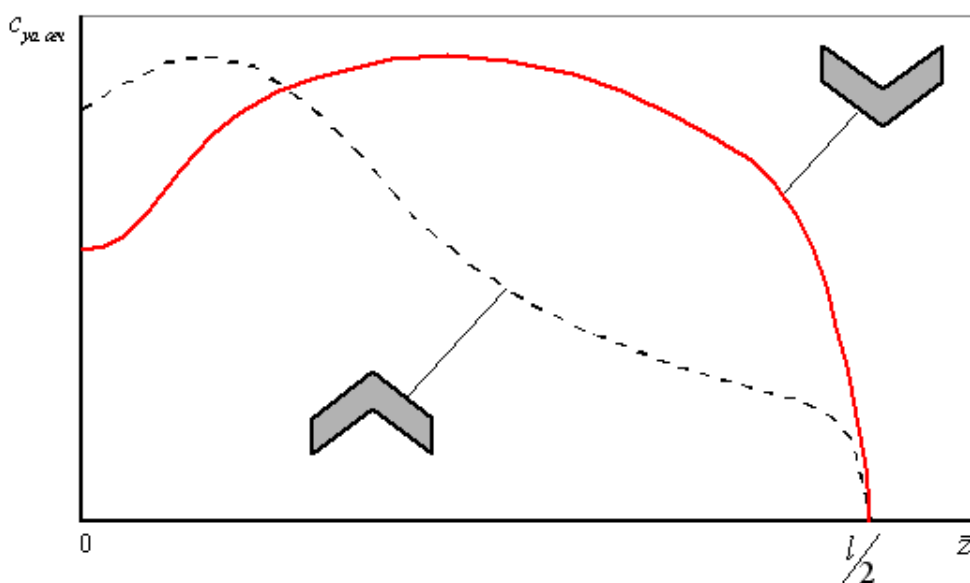


Рис. 20. Характер распределения подъемной силы вдоль размаха стреловидного крыла и КОС с учётом корневого и концевых вихрей

В этом случае часть преимуществ КОС проявляться не будут, кроме того, может возникать подхват по перегрузке, связанный со смещением координаты фокуса \bar{x}_F вперёд при увеличении угла атаки α .

Устранению срыва потока в корневой части КОС способствует наличие корневого наплыва. В ряде случаев для этой цели применяют передний и задний наплывы (рис. 21).

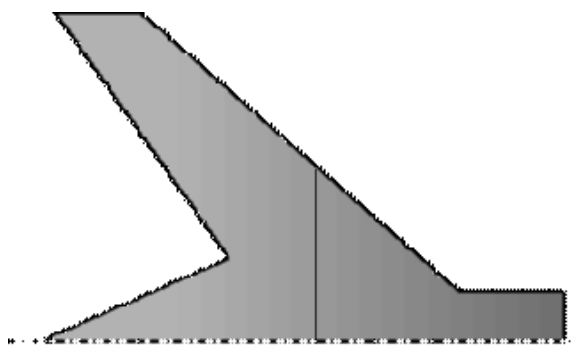


Рис. 21. Передний и задний наплывы на КОС

Следует отметить, что при сужении крыла $\eta > 1$ наблюдается некоторое уменьшение значения K_{\max} ($M_{\infty} > 1$), так как у КОС с $\eta > 1$ уменьшается стреловидность по передней кромке крыла $\chi_{ПК}$ по сравнению с таким же стреловидным крылом. Это приводит к увеличению волнового сопротивления $c_{x\omega 0}$ и снижению K_{\max} ($M_{\infty} > 1$).

Снижение аэродинамического качества ЛА с КОС на сверхзвуковых скоростях связано с потерями подъёмной силы на балансировку. Это обусловлено смещением координаты аэродинамического фокуса \bar{x}_F назад ($M_{\infty} > 1$). Поэтому на ЛА с КОС целесообразно применять средства, уменьшающие смещение фокуса назад на сверхзвуковых скоростях (передний наплыв, дестабилизаторы).

Серьёзные проблемы связаны с аэроупругими свойствами КОС. Так, несмотря на то, что элероны находятся вне зоны срыва потока на больших углах атаки, вероятен “реверс элеронов”. Поэтому целесообразно применять вместо элеронов флапероны, расположенные ближе к корневой части крыла.

Более существенным недостатком КОС, который препятствует его широкому применению, является склонность КОС к изгибной дивергенции, т. е. к потере статической устойчивости конструкции в эксплуатационном диапазоне скоростей и углов атаки. Тем не менее, современные авиационные технологии достигли уровня, когда эту проблему можно решить путем применения композитных материалов, позволяющих обеспечить необходимую жесткость и прочность крыла без существенного увеличения массы его конструкции.

Таким образом, ЛА с КОС наряду с перечисленными недостатками, может иметь определённые преимущества перед традиционными компоновочными схемами.

Результаты исследований аэродинамических характеристик перспективного самолёта первоначальной лётной подготовки

В середине 80-х годов XX века, когда экономика большинства стран Западной Европы, Америки и развивающихся стран находилась в состоянии спада, увеличение цен на учебно-тренировочные самолёты (УТС) оказало сильное влияние на падение спроса на эти самолёты и одновременно потребовало выработки методики проведения лётной подготовки с максимально эффективным применением УТС с возможно меньшими затратами.

Одним из путей снижения расходов на подготовку лётчиков некоторое время являлось активное применение тренажёров, эксплуатационные расходы для которых были во много раз меньше, чем для УТС. Ситуация в ценовом отношении изменяется не в пользу тренажёров.

Фактором снижения расходов может стать разделение курсантов по специализации в целях отбора будущих лётчиков и их обучения на реактивных УТС. Такая схема подготовки лётчиков применяется, например, в ВВС США.

Дальнейшим повышением экономической эффективности применения УТС является их применение как для повышенной лётной подготовки, так и для выполнения некоторых боевых задач. Это могут быть задачи непосредственной поддержки войск, ударные операции, тактическая разведка, а также обеспечение ПВО аэродромов и выполнение противокорабельных операций.

Таким образом, разработка самолёта первоначальной лётной подготовки лётчиков является актуальной задачей.

Совместными усилиями сотрудников кафедр аэрогидродинамики и проектирования самолётов и вертолётов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского “ХАИ” разработаны требования к перспективному самолёту первоначальной лётной подготовки лётчиков, техническое задание и аэродинамическая компоновка [7], показанная, на рис. 22.

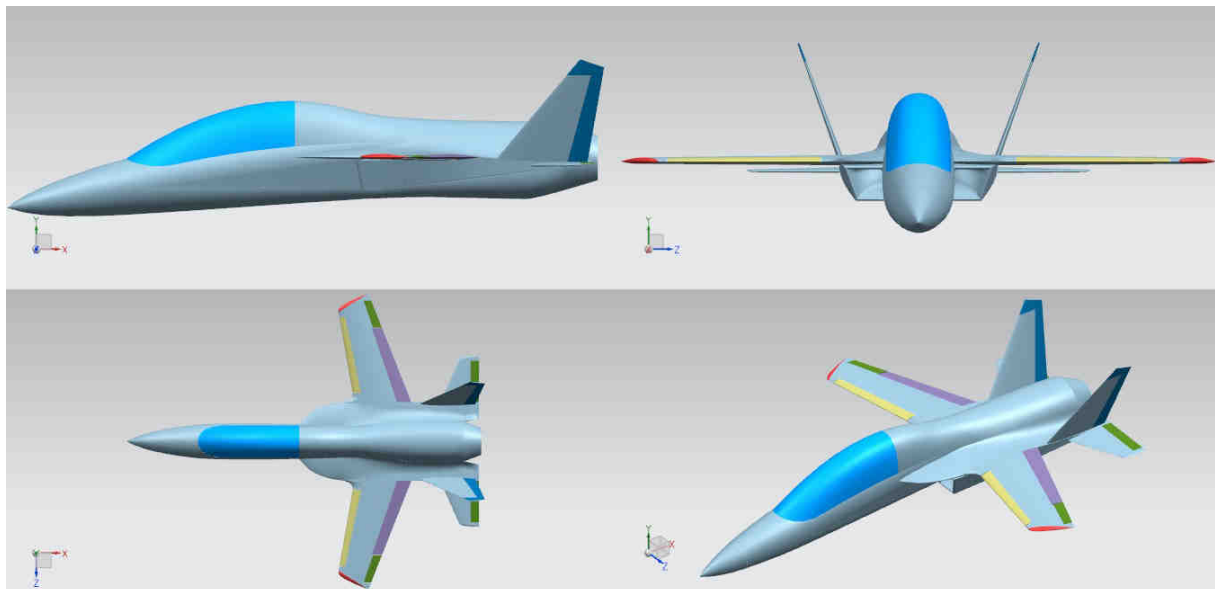


Рис. 22. Мастер-геометрия УТС

В целях получения аэродинамических характеристик разрабатываемого самолёта проведены предварительные исследования с помощью численных методов расчёта. Численное моделирование обтекания ЛА построено на математической модели, базирующейся на методе дискретных вихрей (МДВ) [4...6], в нелинейной нестационарной постановке задачи.

Вихревая схема исследуемого ЛА представляет собой смешанную схематизацию обтекаемой поверхности: фюзеляж – телесное замкнутое тело, крыло и хвостовое оперение – тонкие несущие поверхности (рис. 23).

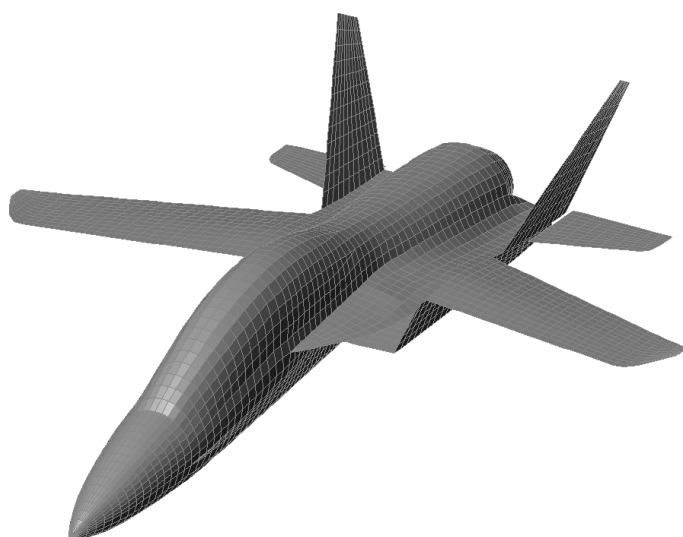


Рис. 23. Математическая модель УТС

Исследования проведены без учёта работы двигателя силовой установки. Силовая установка смоделирована как тело с протоком, что соответствует примерно режиму работы двигателя “малый газ”.

Пример расчёта спектра обтекания ЛА с частичным отрывом показан на рис. 24.

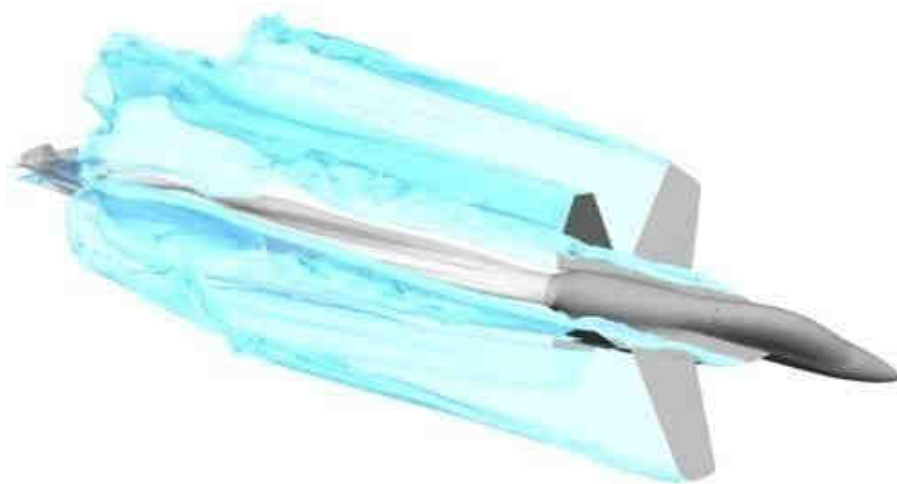


Рис. 24. Картина обтекания самолёта ($\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$)

Результаты численных экспериментов показаны на рис. 25–29.

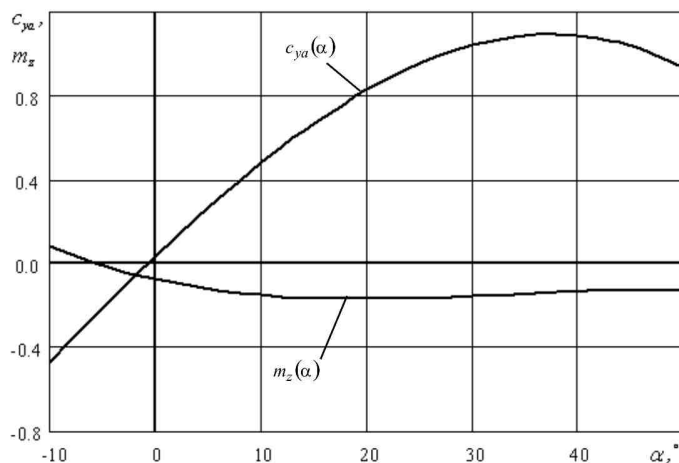


Рис. 25. Зависимости $c_{ya}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ самолёта

Из зависимостей $c_{ya}(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ (рис. 25) видно, что исследуемый ЛА обладает хорошими аэродинамическими характеристиками, характерными для самолётов рассматриваемого назначения. Следует отметить, что в рассматриваемом диапазоне углов атаки $\alpha = -10 \dots 50^\circ$ самолёт сохраняет статическую устойчивость, что очень важно для самолётов первоначального обучения. Кроме того, прототип имеет довольно большое значение критического угла атаки $\alpha_{кр}$ и плавное изменение коэффициента подъёмной силы c_{ya} на закритических углах атаки, что немаловажно для УТС.

Зависимость коэффициентов подъёмной силы c_{ya} и лобового сопротивления c_{xai} от угла атаки α представлено индуктивной полярой 1-го рода (рис. 26).

Для исследований динамики полёта самолёта часто применяют поляру 2-го рода, показанную на рис. 27.

МДВ не даёт возможность получить коэффициент лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе c_{x0} , поэтому для получения значений коэффициента лобового сопротивления c_{xa} необходимо отдельно провести расчёт c_{x0} , например, применяя инженерные методы расчёта.

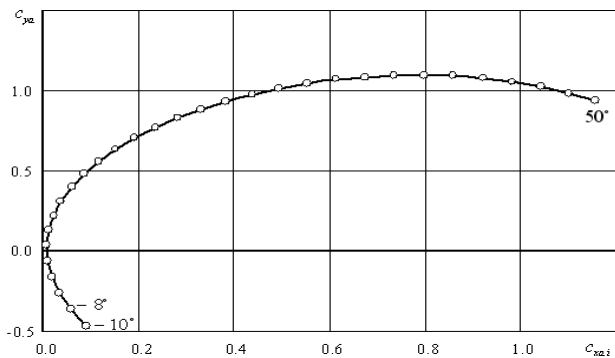


Рис. 26. Индуктивная поляра 1-го рода

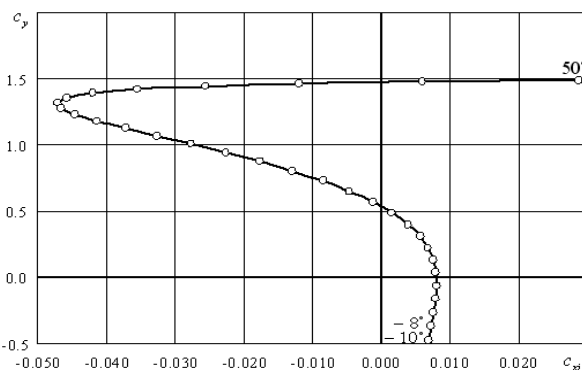


Рис. 27. Индуктивная поляра 2-го рода

Продольная устойчивость, управляемость самолёта и потери подъёмной силы на балансировку определяются запасом статической устойчивости:

$$-m_z^{c_{ya}} = \bar{x}_F - \bar{x}_{цм}.$$

Зависимости $\bar{x}_{цд}(\alpha)$ и $\bar{x}_F(\alpha)$ показаны на рис. 28. Относительные координаты центра давления и аэродинамического фокуса приведены в долях средней аэродинамической хорды (САХ). Точка приведения составляющих аэродинамического момента расположена в носке САХ.

Интегральной характеристикой аэродинамического совершенства ЛА является аэродинамическое качество K , зависимость которого от угла атаки изображена на рис. 29.

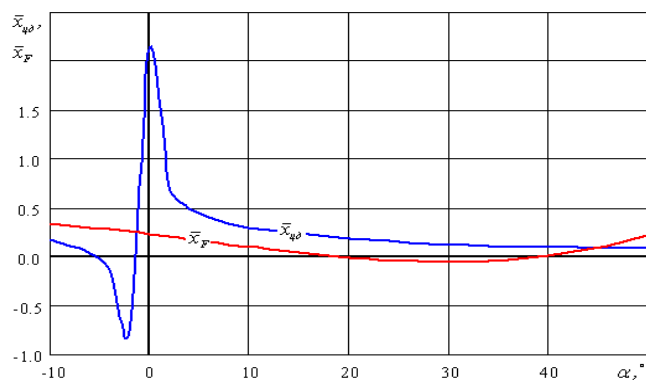


Рис. 28. Зависимости координат центра давления и аэродинамического фокуса от угла атаки

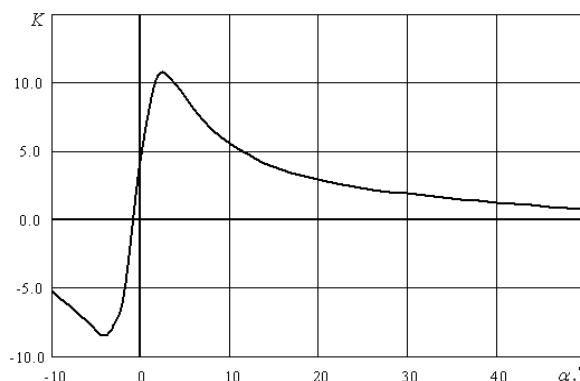


Рис. 29. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Из рис. 29 видно, что максимальное аэродинамическое качество $K_{max} > 10$, а на углах атаки, соответствующих горизонтальному полёту, $K \approx 6$.

Выводы

Рассмотрены схемы самолетов с крылом обратной стреловидности. Описаны аэродинамические особенности КОС а также преимущества и недостатки их применения.

Выполнено численное моделирование обтекания учебно-тренировочного самолета с крылом обратной стреловидности основанное на методе дискретных вихрей, в нелинейной нестационарной постановке задачи.

Полученные аэродинамические характеристики перспективного УТС соответствуют требованиям, предъявляемым к самолётам первоначального обучения.

Список литературы

1. Соболев, Д. А. Самолёты особых схем [Текст] / Д. А. Соболев. – М.: Машиностроение, 1989. – 176 с.
2. Бауэрс, П. Летательные аппараты нетрадиционных схем [Текст] / П. Бауэрс – М.: Мир, 1991. – 320 с.
3. Авиация: Энциклопедия [Текст] / под ред. Г. П. Свищёва – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
4. Белоцерковский, С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
5. Белоцерковский, С. М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа [Текст] / С. М. Белоцерковский. – М.: Наука, 1965. – 244с.
6. Струи и несущие поверхности. Моделирование на ЭВМ [Текст] / В. И. Бабкин, С. М. Белоцерковский, В. В. Гуляев и др. – М.: Наука, 1989. - 208 с.
7. Аванпроект реактивного учебно-тренировочного самолета для первоначального обучения [Текст] / А. К. Мялица, А. Г. Гребеников, А. М. Гуменный и др.// Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 69. – Х., 2015. – С. 5–22.
8. Johnsen, Frederick A. Sweeping forward : developing and flight testing the Grumman X-29A forward swept wing research aircraft. – Washington, DC: NASA, 2013.
9. Семенчин, В. А. Аэродинамика и динамика полета [Текст] / В. А. Семенчин, В. А. Захаренко, В. В. Чмовж. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2003. – 381 с.
10. Проектирование самолетов [Текст]: учеб. для вузов/ С. М. Егер, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисицин и др.; под ред. С. М. Егера. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

Поступила в редакцию 07.03.2017

Особливості аеродинамічних характеристик крила зворотної стрілоподібності

Представлено аналіз схем літаків з крилом зворотної стрілоподібності (КЗС). Описано аеродинамічні особливості обтікання КЗС та пов'язані з цим переваги та недоліки. Виконано числове моделювання обтікання навчально-тренувального літака з КЗС побудоване на математичній моделі, що базується на методі дискретних вихрів, у нелінійній нестационарній постановці задачі. Отримані числові значення аеродинамічних характеристик.

Ключові слова: аеродинамічні характеристики, крило зворотної стрілоподібності, навчально-тренувальний літак.

Forward-Swept Wing Aerodynamic Characteristics Specifics

The analysis of airplane schemes with a forward-swept wing (FSW) is presented. The aerodynamic features of FSW and associated advantages and disadvantages are described. Numerical simulation of flow past a training aircraft with a FSW constructed on a mathematical model based on the method of discrete vortices in a nonlinear nonstationary formulation of the problem is carried out. Numerical values of aerodynamic characteristics are obtained.

Keywords: aerodynamic characteristics, forward-swept wing, training plane.

Сведения об авторах:

Гребеников Александр Григорьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Гуменный Андрей Михайлович – канд. техн. наук, доц. каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Еременко Сергей Михайлович – канд. техн. наук, доц. каф. №101 «Аэрогидродинамики», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Соболев Александр Александрович – аспирант каф. №103 «Проектирования самолетов и вертолетов», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.

Соляник Павел Николаевич – старший преподаватель каф. №101 «Аэрогидродинамики», Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина.