

УДК 629.735.33.067

Д.Н. Зинченко¹, Салими Хаджимахмуд Фарид², В.М. Ярыгин²

¹Національний технічний університет України «КПІ», Київ

²ТОВ «Хімічні авіаційні технології», Київ

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОГО СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОГО САМОЛЕТА

Представлены характерные особенности эксплуатации специализированных сельскохозяйственных самолетов с учетом современной специфики сельского хозяйства. Определены наиболее значимые факторы, влияющие на эффективность сельхозсамолета. Рассмотрены особенности нестационарной аэродинамики, дана оценка возможного влияния периодического движения самолета вблизи земли на безопасность пилотирования, с учетом результатов летных испытаний самолета-прототипа. Рассмотрены особенности пилотирования сельскохозяйственным самолетом, влияющие на качество проведения авиахимработ. Изложена методика аэродинамического проектирования сельскохозяйственного самолета, дан анализ результатов расчета различных вариантов концевой аэродинамической поверхности. Представлены результаты расчета аэродинамических характеристик компоновки самолета, сформированной по предложенной методике.

Ключевые слова: авиационные химические работы, аэродинамические характеристики, неустановившееся движение, распыление аэрозоля, концевые индуктивные вихри, концевые аэродинамические поверхности.

Введение

Специфика современных фермерских хозяйств определяет объем и характер заказов для фирм, выполняющих авиахимработы. Как правило, значительные объемы и технологический процесс [1, 2] обработки площадей, характерных для сельского хозяйства СССР, в настоящий момент и в обозримом будущем отсутствуют. Участки земли фермерских хозяйств имеют средние размеры до нескольких десятков гектаров, расположены в различных местах и, как правило, ограничены лесополосами.

Это определяет характерные особенности пилотирования легким самолетом при проведении авиахимработ – активное маневрирование вблизи поверхности земли, парирование кратковременного эффекта экрана, горки с разворотом, выход самолета на вторые режимы, возможное наличие отрывного течения на поверхности крыла. Т.е. полет легкого самолета при проведении авиахимработ, с точки зрения аэродинамики характерен наличием большого числа участков траектории со значительными изменениями скорости полета, положения самолета в пространстве, весьма быстротечными изменениями угловых скоростей и ускорений.

Приведенные в открытой литературе данные о статистике катастроф самолетов ОН подтверждают, что 90% летных происшествий имеют место при столкновении самолета с препятствиями (лесополоса, ЛЭП), при потере скорости, при выходе на критические углы атаки во время маневрирования. Быстротечность процессов, необходимость контроля над различными параметрами полета, утомляемость пилота требуют применения особых решений в аэродинамической компоновке. Конструкция самолета,

специализированного для проведения авиахимработ должна предотвращать и минимизировать проявление различных негативных факторов, имеющих случайный характер и могущих привести к развитию аварийной ситуации.

Создание высокоэффективного самолета для авиахимработ, как следует из приведенного выше, является достаточно сложной инженерной задачей, которую фирме-разработчику целесообразно решать одновременно с задачей специальной подготовки летного состава.

Компоновочные решения, необходимые для обеспечения безопасной эксплуатации самолета при проведении авиахимработ, должны быть основаны на особенностях аэродинамики крыла в неустановившемся движении вблизи земли. Наиболее характерными факторами являются влияние экрана и наличие динамического гистерезиса аэродинамических характеристик планера самолета в неустановившемся периодическом движении.

1. Особенности аэродинамики

Влияние экрана на аэродинамические характеристики крыла, представленное на рис. 1, 2, изучено достаточно глубоко [3, 4], развиты численные и экспериментальные методы оценки [5]. Основным параметром, определяющим изменение аэродинамических характеристик крыла конечного размаха, является относительная высота от задней кромки корневой хорды до поверхности земли, выраженное в долях средней аэродинамической хорды $b_{\text{сак}}$.

Наиболее характерным является влияние близости земли на полетные ограничения – минимальную скорость полета и допустимый угол атаки, определяемые регламентируемым запасом до скорости сва-

ливания V_s . Ощутимое изменение момента тангажа, вызванное изменением положения фокуса крыла и углов скоса потока в районе хвостового оперения при полете вблизи земли может оказать влияние на характер пилотирования, изменить законы управления.

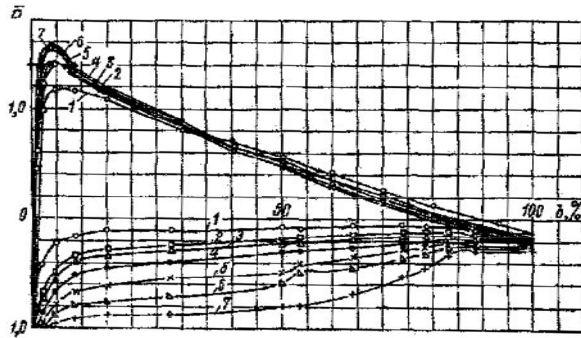


Рис. 1. Изменение эпор давлений на профиле крыла в зависимости от расстояния его до экрана
 (1 – $\bar{h} = \infty$; 2 – $\bar{h} = 0,75$; 3 – $\bar{h} = 0,5$;
 4 – $\bar{h} = 0,25$; 5 – $\bar{h} = 0,125$; 6 – $\bar{h} = 0,06$; 7 – $\bar{h} = 0,03$)

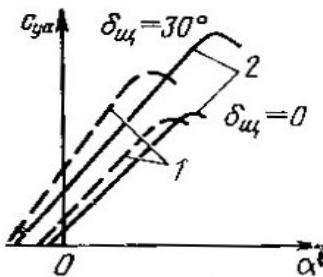


Рис. 2. Влияние близости земли на зависимость $C_{y\alpha}(\alpha)$ (1 – вблизи земли, 2 – вдали от земли)

В общем, можно сделать вывод о желательном исключении влияния близости земли на пилотирование самолета. Очевидно, что схема «высокоплан», в сравнении с другими компоновками наименее подвержена эффекту влияния земли и является предпочтительной для самолета, специализированного для проведения авиахимработ. Наличие в аэродинамической компоновке самолета устройств, повышающих несущие свойства крыла и затягивающих срыв потока также является крайне желательным.

Из доступных для небольших фирм-разработчиков авиационной техники средств, повышающих несущие свойства крыла, можно выделить фиксированный предкрылок, способный при оптимальном подборе его геометрических параметров обеспечить прирост статических несущих свойств крыла до $\Delta C_{y_{\max}} = 0,5 \dots 0,7$ ед. и увеличения критического угла атаки на $\Delta \alpha_s = 5 \dots 8^\circ$. При этом следует заметить, что фиксированный предкрылок прост, и при грамотном конструктивном исполнении на полетных углах атаки его установка не вносит существенного увеличения лобового сопротивления самолета, что подтверждается множеством результатов испытаний моделей и самолетов с механизированными крыльями [6, 7].

Изучение влияния нестационарного обтекания крыла на его аэродинамические характеристики является одним из перспективных направлений развития аэродинамики. Теоретическое обоснование эффектов нестационарности аэродинамических характеристик в отечественной науке наиболее полно было выполнено Некрасовым [9], развито Белоцерковским [10]. Современные исследования нестационарной аэродинамики весьма обширны, из доступного авторам объема результатов для использования в процессе аэродинамического проектирования специализированного самолета для авиахимработ целесообразно выделить работы профессора Ударцева [11–13], некоторых иностранных авторов – Mc. Croskey, Carr L. Mc. Alister K [14], Gortz S., Moller J. [15] а также труды ЦАГИ [16].

В общем, нестационарное обтекание крыла имеет сложную природу: наблюдается развитие различных вихревых образований в пограничном слое под воздействием градиента давления, отрывы ламинарного потока у носка крыла, турбулентного потока у задней кромки и их активное взаимодействие с внешним потоком в колебательном движении. Физическая картина изменения линий тока, возникающая при нестационарном обтекании малоскоростного профиля крыла самолета на угле атаки, близком к критическому, согласно данным работы [16] с показана ниже на рис. 3:

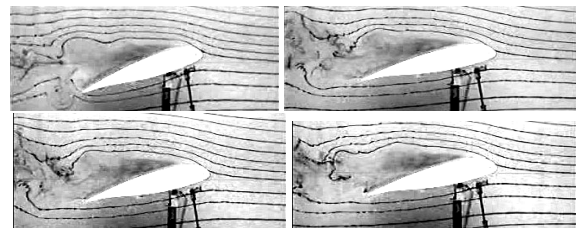


Рис. 3. Обтекание профиля ($\alpha = 15^\circ$, $A = \pm 4^\circ$, $f = 4 \text{ c}^{-1}$, $\bar{x}_{щ} = 0,25$)

Характерное изменение эпор коэффициента давления, распределенного по хорде крыла на угле атаки $\alpha = 13^\circ$, взятое по данным работы [15] представлено ниже на рис.4.

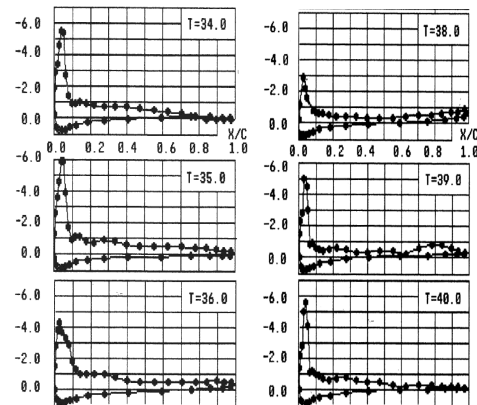


Рис. 4. Динамика развития нестационарного обтекания профиля по времени. $M = 0,5$, $\alpha = 13^\circ$

Движение пространственных вихрей над верхней поверхностью крыла приводит к периодическому изменению распределения давления на его поверхности и, как следствие, возникновению гистерезиса интегральных аэродинамических характеристик.

Анализ зависимостей $C_p(x,T)$ наглядно иллюстрирует влияние движущегося присоединенного вихря на развитие отрыва потока с верхней поверхности крыла, что вызывает изменение площади эпюры распределенного давления.

Характерные зависимости мгновенных значений интегральных аэродинамических характеристик – коэффициента подъемной силы C_y , коэффициента лобового сопротивления C_x и тангажа m_z для крыла, колеблющегося по тангажу и углу атаки с различными значениями чисел Струхала [16] показаны ниже на рис.5:

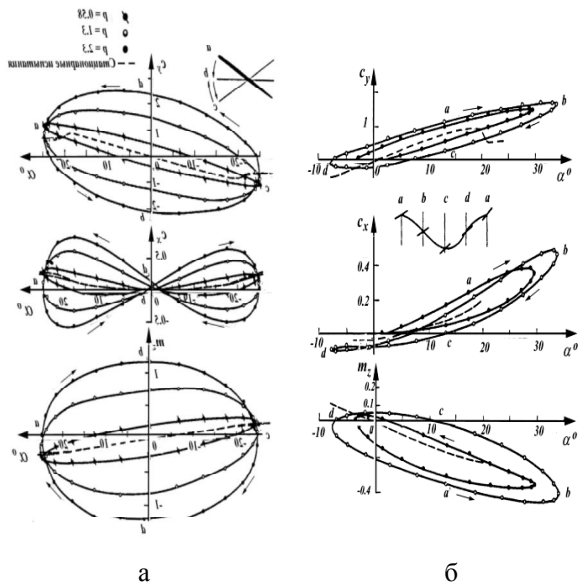


Рис. 5. Мгновенные значения коэффициентов сил и момента тангажа при колебаниях крыла α^0 – мгновенный угол атаки; $p = \omega \cdot b / V$ – число Струхала (а – колебания по углу тангажа, б – поступательные колебания крыла: ● – $p = 1.0$; ○ – 1.272 ; --- стационарные испытания)

Зависимости коэффициентов сил и момента тангажа от кинематических параметров движения в нестационарном режиме обтекания с достаточной точностью могут быть представлены как:

$$C_y = C_{y_0} + C_{y_1}^{\alpha} \alpha + C_{y_2}^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{y_3}^{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} + C_{y_4}^{\Omega} \Omega + C_{y_5}^{\dot{\Omega}} \dot{\Omega};$$

$$C_x = C_{x_0} + C_{x_1}^{\alpha^2} \alpha^2 + C_{x_2}^{\alpha \dot{\alpha}} \alpha \dot{\alpha} + C_{x_3}^{\alpha \ddot{\alpha}} \alpha \ddot{\alpha} + C_{x_4}^{\alpha \Omega} \alpha \Omega + C_{x_5}^{\alpha \dot{\Omega}} \alpha \dot{\Omega} + C_{x_6}^{\alpha \ddot{\Omega}} \alpha \ddot{\Omega};$$

$$m_z = m_{z_0} + m_z^{\alpha} \alpha + m_z^{\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + m_z^{\ddot{\alpha}} \ddot{\alpha} + m_z^{\Omega} \Omega + m_z^{\dot{\Omega}} \dot{\Omega};$$

Очевидно, что для обоих видов колебаний характерно существенное увеличение несущих свойств и пикирующего момента крыла, а также угла атаки сваливания α_s , при увеличении угла атаки и наоборот,

заметное их падение при нисходящем движении. Причем при колебаниях по углу тангажа снижение мгновенного значения коэффициента подъемной силы происходит значительно быстрее, чем при поступательных колебаниях в вертикальной плоскости. Это позволяет сделать вывод о том, что влияние атмосферной турбулентности вблизи земли на пилотирование легкого самолета, вызывающее его поступательное периодическое движение в вертикальной плоскости, менее опасно, чем влияние активного управления самолета по тангажу, могущее вызвать периодическое движение самолета вследствие его малой инерции.

Учет особенностей нестационарной аэродинамики крыла при проектировании легкого самолета, предназначенного для активного пилотирования вблизи поверхности земли, целесообразно выполнить путем применения в конструкции крыла адаптивной механизации, сохраняющей его несущие свойства при движении самолета. Очевидно, что наиболее подходящим решением может быть зависающий закрылок, сохраняющий потребный уровень несущих свойств крыла самолета для заданного режима маневрирования.

2. Специфика авиационных работ

Для качественной обработки посевов при проведении авиационных работ, согласно [2], желательно обеспечить равномерное распыление аэрозоля химикатов. Как показывает практика, мощные индуктивные вихри, сходящие с консолей крыла и их совместное влияние с закрученной струей воздушного винта делают реализацию поставленного выше требования весьма сложным, что наглядно демонстрирует визуализация распыления химикатов, представленная на рис.6.

Для равномерного распределения необходимо разместить форсунки распылительной аппаратуры в зонах с равномерным полем скоростей, давлений и минимальной вращательной скоростью воздуха. С этой точки зрения влияние экрана на равномерность распыляемого аэрозоля является благоприятной, т.к. наличие зоны повышенного давления на нижней поверхности крыла позволяет уменьшить влияние индуктивного вихря на равномерность распыления, как показано на рис.7.



Рис. 6. Влияние индуктивности несущей схемы на равномерность распыляемых химикатов



Рис. 7. Влияние эффекта экрана на равномерность распыляемых химикатов

Как показано выше, влияние экрана на аэродинамические характеристики целесообразно минимизировать для сохранения располагаемых запасов по скорости и углу атаки. Такое решение делает целесообразным применение устройств, понижающих мощность концевых индуктивных вихрей для самолета, выполненного по схеме «высокоплан» – концевых аэродинамических поверхностей (КАП). Грамотно спроектированная КАП позволяет понизить мощность концевого вихря, отклонить его траекторию в желательном направлении. Теория проектирования КАП на настоящий момент разработана достаточно полно и применительно к авиации общего назначения изложена в [7, 8].

3. Аэродинамическая компоновка самолета

Описанные выше особенности аэродинамики самолета, выполняющего активное маневрирование вблизи поверхности земли формируют его общий вид: высокоплан с фиксированным предкрылком и зависающим закрылком, с крылом, оснащенным концевой аэродинамической поверхностью.

В современной практике проектирования авиационной техники принято выполнять параметрические исследования различных компоновочных решений для определения наиболее приемлемого для выполнения различных, зачастую противоречивых требований аэродинамики, прочности и технологичности производства. Для самолета, специализированного для выполнения авиахимработ также добавляются требования технологии распыления аэрозолей.

Общая компоновка самолета ХИАТ-650 основана на решениях, отработанных в эксплуатации самолетов-аналогов: Як-12А, TL-232 “Condor”, Cessna-152 и др. Механизация крыла самолета ХИАТ-650, спроектирована с использованием современных рекомендаций [8], была отработана в ходе эксплуатации самолета-прототипа и показала достаточно высокую эффективность в летных испытаниях. По результатам летной оценки [17], сваливание самолета в неустановившемся движении имеет место на угле атаки, большем 30° . Установка грамотно спроектированного предкрылка позволила

обеспечить угол сваливания в неустановившемся движении, по оценке летчика, превышающий 40° . Полученные результаты хорошо согласуются с результатами исследований ЦАГИ [16], представленными выше на рис. 5.

Одним из направлений исследований при проектировании крыла ХИАТ-650 являлось формирование облика КАП. Был выполнен анализ 3-х различных вариантов концевой аэродинамической поверхности, определено их влияние на поле скоростей за крылом. Относительная площадь КАП на одной консоли принята равной 1% площади крыла.

Основной задачей при проектировании КАП принято обеспечение равномерной вихревой пелены за крылом в зоне установки распылительной аппаратуры, при наименее возможном приращении аэродинамических нагрузок.

Оптимизация интегральных аэродинамических характеристик самолета, специализированного для проведения авиахимработ, при установке КАП принята нецелесообразным, т.к. располагаемые геометрические параметры крыла – его форма и удлинение не позволяют достичь увеличения аэродинамического качества без существенного возрастания нагрузок на конструкцию планера.

Расчетные модели исследуемых вариантов КАП, а также структура вихревой пелены крыла без КАП и с принятым вариантом представлены ниже на рис. 8:

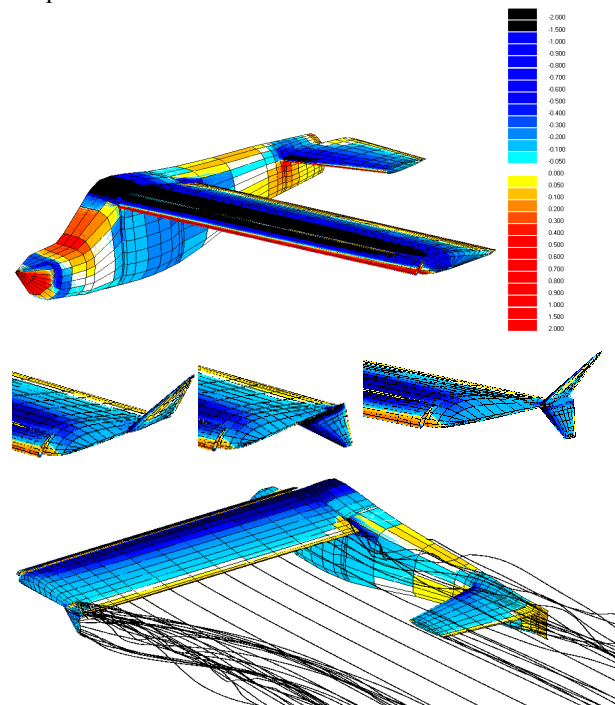


Рис. 8. Расчетные модели КАП

Используемая в проектировании на «ООО ХИАТ» методика расчета аэродинамических характеристик основана на панельно-вихревом методе, изложена в диссертационной работе [18]. В качестве

базового пропонується метод симетричних особливостей, запропонований для розрахунку обтекання профіля [19] і в подальшому розширений [20] на випадок обтекання крила.

Суть методу заключається в наступному: по панелях поверхності крила розподіляються шари джерел і вихрей, причому інтенсивність вихревого шару змінюється по лінійному закону вздовж хорди панелі, а інтенсивність шару джерел постійна в межах панелі. Інтенсивності джерел і вихрей однакові на протилежних сторонах крила в межах однієї смуги панелей. Граничні умови непротікання виконуються в контрольних точках, розташованих в центрах панелей, а умова Чапльгіна - Жуковського виконується шляхом прирівнювання інтенсивності вихревого шару на задній кромці до нуля. Для тіла з відносно невеликим значенням підйомної сили, типу фюзеляж, застосовується метод джерел, причому на підфюзеляжній частині крила при симетричному обтіканні забезпечується виконання гіпотези про постійність циркуляції [21].

Результати розрахунку обтекання поверхності агрегатів самолета в'язкої несжимаємою рідиною з властивостями повітря, тиск, розподілений по поверхності агрегатів самолета, а також траєкторія вихревої пелени для прийнятого варіанта КАП також показано на рис. 8.

Самолет ХІАТ-650 належить до класу дуже легких самолетів. Має декілька варіантів: базовий, навчальний і сільськогосподарський. Виконаний за схемою підкосний високоплан з механізованим прямим крилом, фіксованим передкрилком, класичним хвостовим оперенням, неубираючим шасі, тягучим винтом поршневим чотирьохциліндровим двигателем Rotax-912F/S (рис. 9).

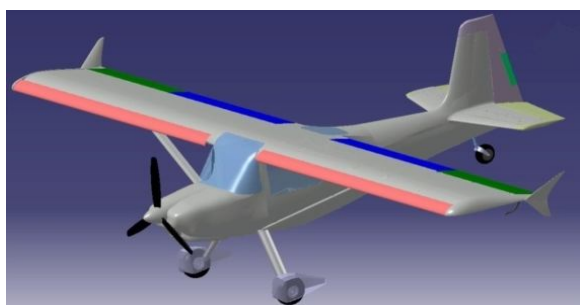


Рис. 9. Самолет ХІАТ-650. Зовнішній вигляд

Для досягнення високих несучих властивостей і безпечної посадки самолета ХІАТ-650 його крило утворено з високонесучих механізованих профілів серії Р-III-15 (рис 10). Механізація передньої кромки крила виконана у вигляді фіксованого щелевого передкрилка, встановленого по всьому розмаху крила. Механізація задньої кромки крила виконана у вигляді відхилюваного одностелевого задкрилка і щелевих елеронів.



Рис. 10 Самолет ХІАТ-650.
Типове сечення крила з механізацією

Для покращення технологічності конструкції самолета крило при вигляді в плані виконано прямим, без крутки. Підкос крила – одностоечного типу, сечення стійки підкоса – каплевидний зручно обтекаєми профіль. Кут установки крила забезпечує потрібну орієнтацію фюзеляжу в польоті ($\alpha_{\phi} = 1^{\circ} \div 2^{\circ}$).

Фюзеляж самолета закритого типу, забезпечує достатньо низький для самолетів такого типу рівень аеродинамічного опору. Довідка теоретичних обводів сопряження крила, горизонтального і вертикального оперення з фюзеляжем дозволила забезпечити оптимальний характер обтікання з'єднання крила, фюзеляжу і оперення.

Хвостове оперення – класичне, утворено симетричними профілями серії НАСА.

Залежності $C_{ya} = f(\alpha, \delta_z)$ самолета ХІАТ-650 в польотно-посадочних конфігураціях, визначені за допомогою наведеного вище алгоритму, наведені на рис. 11 :

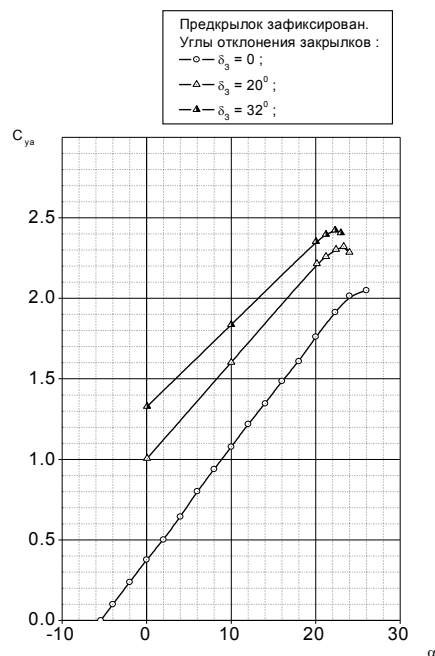


Рис. 11. Самолет ХІАТ-650. Залежність $C_{ya} = f(\alpha, \delta_z)$ в польотно-посадочних конфігураціях

Вывод

Розроблена методика аеродинамічного проектування сільськогосподарського самолета, аналіз результатів розрахунку різних варіантів кінцевої аеродинамічної поверхності і пред-

ставленные результаты расчета аэродинамических характеристик компоновки самолета, сформированной по предложенной методике, необходимы при аэродинамическом проектировании специализированного сельскохозяйственного самолета

Список литературы

1. Савин В.С. *Авиация в Украине* / В.С. Савин. – Х., 1995. – 264 с.
2. *Авиация в сельском хозяйстве: история, техника, технология, экономика* / Под ред. В.П. Копычко. – Х.: ТАЛ "Слобожанщина", 2002. – 404 с.
3. Горощенко Б.Т. Влияние близости земли на подъемную силу и лобовое сопротивление самолета / Б.Т. Горощенко // «Вестник воздушного флота». – 1953. – № 6.
4. Ушаков Б.А. Влияние близости земли на аэродинамические характеристики крыла. *Технические заметки* / Б.А. Ушаков // ЦАГИ. – № 47. – 1947.
5. Шувалов О.О. Методика розрахунку аеродинамічних характеристик і динаміки руху літального апарата у потоці ідеальної нестисливої рідини над екраном: дис. ... канд. техн. наук / О.О. Шувалов. – Х.: Національний аерокосмічний університет ім. М.Є.Жуковського «ХАІ», 2002.
6. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение. 1985. – 272 с.
7. Торенбик Э. *Проектирование дозвуковых самолетов: Пер. с англ.* / Э. Теренбик. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
8. *Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов* / Под ред. д.т.н., проф. В.Г. Микеладзе. – М. ЦАГИ.
9. Некрасов А.Н. *Теория крыла в нестационарном потоке* / А.Н. Некрасов. – М.: АН СССР, 1947. – 258 с.
10. *Крыло в нестационарном потоке газа* / С.М. Белоцерковский и др. – М.: Наука, 1971. – 767 с.
11. Ударцев Є.П. Вплив нестационарного руху на аеродинамічні характеристики літака / Є.П. Ударцев, О.В. Швець // *Матеріали IV міжн. НТК 26-28 квітня 2004.* – К.: НАУ. – С. 33.1-33.4.
12. Ударцев Є.П. *Аеродинамічні характеристики літака при нестационарному русі на режимах посадки* / Є.П. Ударцев, О.В. Швець // *Открытые информационные и компьютерные технологии. Сб. научн. тр. – Вып. 24. – Х.: Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», 2004.* – С. 24-32.
13. Udartsev E.P. *Problems of airplane unsteady aerodynamics* / E.P. Udartsev // *Proc. of NAU.* – 2005. – № 2 (24). – P. 41-44.
14. Gortz S. *Evaluation of the recursive projection method for efficient unsteady turbulent CED simulations* / S. Gortz, J. Moller // *ICAO – 2004.* – 2004. – P. 1-13.
15. Croskey Mc. *Dynamic Stall Experiments on oscillating Airfoils* / Mc. Croskey, Carr L. McAlister K, // *AIAA Journal.* 1976, m.14, № 1.
16. Гребешов Э.П. *Нестационарные аэродинамические характеристики трех прямоугольных крыльев различного удлинения* / Э.П. Гребешов, Е.П. Шакарвене // *Труды ЦАГИ, вып 2485.* – М.: 1990. – С. 3-21.
17. *Акт по результатам летных испытаний прототипа ХИАТ-650.*
18. Зинченко Д.Н. *Расчетно-экспериментальная оценка аэродинамических характеристик самолета с механизированным крылом: дисс. ... канд. техн. наук.* – АНТК им. О.К. Антонова. – К. 2007.
19. Maskew B. *Symmetrical singularity model for lifting potential flow analysis* / B. Maskew, F.A. Woodward // *J. Aircraft,* N 9., 1976.
20. Hess J.L. *Calculation of Potential Flow about Arbitrary Bodies* / J.L. Hess, A.M.O. Smith // *Progress in Aeronautical Sciences, Vol. 8, Oxford, 1966.*
21. Глушков Н.Н., *Применение метода симметричных особенностей для расчета обтекания дозвуковых летательных аппаратов* / Н.Н. Глушков, Ю.Л. Инешин, Ю.Н. Свириденко // *Ученые записки ЦАГИ.* – 1989. – Т. XX, N1.

Поступила в редколлегию 25.06.2010

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.П. Пустовойтов, Авіаційний науково-технічний комплекс «Антонов», Київ.

АЕРОДИНАМІЧНЕ ПРОЕКТУВАННЯ СПЕЦІАЛІЗОВАНОГО СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКОГО ЛІТАКА

Д.Н. Зінченко, Салімі Хаджімахмуд Фарід, В.М. Яригін

Представлені характерні особливості експлуатації спеціалізованих сільськогосподарських літаків з урахуванням сучасної специфіки сільського господарства. Визначені найбільш значущі чинники, що впливають на ефективність сільгосплітака. Розглянуті особливості нестационарної аеродинаміки, з урахуванням результатів льотних випробувань літака-прототипу дана оцінка можливого впливу періодичного руху літака поблизу землі на безпеку пілотування. Розглянуті особливості пілотування сільськогосподарським літаком, що впливають на якість проведення авіахімробіт. Запропонована методика аеродинамічного проектування сільськогосподарського літака, проведено аналіз результатів розрахунку різних варіантів кінцевої аеродинамічної поверхні. Представлені результати розрахунку аеродинамічних характеристик компоновки літака, сформованої по запропонованій методиці.

Ключові слова: авіаційні хімічні роботи, аеродинамічні характеристики, несталий рух, розпиленість аерозоля, кінцеві індуктивні вихори, кінцеві аеродинамічні поверхні.

AERODYNAMIC PLANNING OF THE SPECIALIZED AGRICULTURAL AIRPLANE

D.N. Zinchenco, Salimi Hadgi M. Farid, V.M. Yargin

The presented characteristic features of exploitation of the specialized agricultural airplanes taking into account the modern specific of agriculture. The definite most more meaningful factors, that affect efficiency of agricultural airplane. The considered features of unstationary aerodynamics, taking into account the results of flying tests of airplane-prototype the given estimation of the possible influencing of periodic motion of airplane earth on safety of piloting. The considered features of piloting agricultural by air, that affect quality of conducting. The offered method of the aerodynamic planning of agricultural airplane, the analysis of results of computation of different variants of eventual airfoil is conducted. The presented results of computation of aerodynamic descriptions of the arrangement of airplane, formed on the offered method.

Keywords: aviation chemical works, aerodynamic descriptions, unset motion, dispersion of aerosol, end inductive whirlwinds, end airfoils.