

УДК 629.7.018.74

ВЛИЯНИЕ ГАБАРИТНЫХ ОГРАНИЧЕНИЙ НА ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ СВЕРХЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.Ю. Силин

Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ»

Получена зависимость дальности полета сверхлегкого беспилотного летательного аппарата от максимального габарита аппарата, разработаны рекомендации по выбору общей схемы сверхлегкого беспилотного летательного аппарата с учетом габаритных размерных ограничений.

* * *

Отримана залежність дальності польоту надлегкого безпілотної літального апарата від максимального габариту апарата, розроблені рекомендації щодо вибору загальної схеми надлегкого безпілотної літального апарата із урахуванням габаритних обмежень.

* * *

It has been obtained the dependence of flight range of micro aerial vehicle from the largest vehicle size, also it has been developed some recommendations for choosing general configuration of micro aerial vehicle with taking into account size limitation.

В настоящее время одним из приоритетных направлений развития беспилотной авиации является создание легких и сверхлегких беспилотных летательных аппаратов (СБЛА). К этому классу относятся аппараты с габаритными размерами менее одного метра. Считается, что мобильный, простой в эксплуатации и малозаметный СБЛА может быть чрезвычайно эффективным при решении широкого круга народнохозяйственных задач [1].

Анализ существующих методик проектирования СБЛА [1, 2, 3, 4, 5] позволяет выявить недостаточную проработанность важнейшего вопроса общего проектирования СБЛА — выбора общей схемы при ограничении максимального габаритного размера аппарата.

Целью данной работы является анализ влияния габаритных ограничений на летные характеристики СБЛА и разработка рекомендаций по выбору общей схемы СБЛА при ограничении максимального габарита аппарата.

Согласно концептуальным требованиям к СБЛА, как малозаметному средству визуального мониторинга, габаритные размеры СБЛА всех типов ограничены. Например, для всех проектируемых в США аппаратов установлен максимальный габарит $l_{\max} \leq 0,15 \text{ м}$ [1]. Такое значение было принято в

предположении о том, что достоверное обнаружение СБЛА посторонним наблюдателем должно происходить на дистанции визуального контакта не более 30 м. Анализ области эффективного существования СБЛА (множества летно-технических характеристик аппарата, гарантирующие целесообразность применения для заданного полетного задания именно СБЛА) позволил выявить дополнительные габаритные ограничения для СБЛА, определяющие мобильные характеристики комплекса СБЛА в целом: габариты контейнера с комплексом СБЛА не должны превышать $0,2 \times 0,4 \times 0,5 \text{ м}$ [6]. Комплекс СБЛА включает в себя СБЛА в транспортной конфигурации, наземную станцию управления СБЛА, приемник бортового видеосигнала, вспомогательное оборудование и контейнер.

Для анализа влияния габаритных ограничений на летные характеристики СБЛА в качестве исследуемой величины целесообразно назначить дальность полета L , поскольку данная характеристика является общей для всех полетных заданий СБЛА.

Представим дальность полета в виде произведения крейсерской скорости полета $V_{кр}$ и продолжительности полета $T_{пол}$

$$L = V_{кр} T_{пол}.$$

Время полета можно представить как отношение располагаемой энергии $E_{расп}$ и средней потребляемой мощности $N_{ср}$

$$T_{пол} = \frac{E_{расп}}{N_{ср}}.$$

Для СБЛА с постоянной массой (электрическая силовая установка) располагаемый запас энергии представим в виде

$$E_{расп} = C_e \bar{m}_e m_0,$$

где C_e — удельная массовая емкость энергоносителя,

$\bar{m}_e = \frac{m_e}{m_0}$ — относительная масса энергоносителя,

m_e — масса энергоносителя,

m_0 — взлетная масса СБЛА.

Средняя потребная мощность пропорциональна крейсерской скорости полета и средней потребной тяге и находится из системы уравнений движения летательного аппарата в связанной системе координат [7]

$$N_{ср} = P_{ср} V_{кр} = k_{реж} P_{гор} V_{кр} = k_{реж} \frac{m_0 g}{K} V_{кр},$$

где $P_{гор} = \frac{m_0 g}{K}$ — потребная тяга при горизонтальном полете,

K — аэродинамическое качество СБЛА на крейсерском полете,

$$k_{реж} = \frac{1}{T_{пол} N_{гор}} \int N(t) dt — коэффициент режимов полета, учитывает наличие участков полета с$$

отличными от крейсерского полета скоростью и траекторными углами (набор высоты, активное маневрирование).

Окончательно выражение для L имеет вид

$$L = V_{кр} \frac{C_e \bar{m}_e m_0}{k_{реж} \frac{m_0 g}{K} V_{кр}} = \frac{C_e \bar{m}_e K}{k_{реж} g}. \quad (1)$$

Одной из основных особенностей общего проектирования СБЛА при ограничении стоимости аппарата является применение серийно производимых компонентов бортовой аппаратуры. Состав бортового комплекта оборудования (в том числе и полезной нагрузки) определяется на первом этапе создания СБЛА исходя из финансовых возможностей и в процессе проектирования, как правило, остается неизменным. Из данного положения следует, что при увеличении габаритных размеров аппарата будет увеличиваться только масса конструкции, что повлечет за собой изменение относительной массы энергоносителя.

Диапазон полетных чисел Рейнольдса Re СБЛА характеризуется ухудшением аэродинамического качества аппарата при уменьшении Re , т.е. при уменьшении габаритов аппарата, причем этот эффект усиливается при уменьшении относительной толщины профиля [8, 9, 10].

С учетом данных положений для двух габаритов l_1 и l_2 и соответствующих им L_1 и L_2 справедливо равенство

$$\frac{L_2}{L_1} = \frac{C_e \cdot \bar{m}_e(l_2) \cdot K(l_2)}{k_{реж} \cdot g} \cdot \frac{k_{реж} \cdot g}{C_e \cdot \bar{m}_e(l_1) \cdot K(l_1)} = f'\left(\frac{l_2}{l_1}\right) \cdot f''\left(\frac{l_2}{l_1}\right), \quad (2)$$

где $f'\left(\frac{l_2}{l_1}\right)$ — отношение $\bar{m}_e(l_2)$ к $\bar{m}_e(l_1)$,

$f''\left(\frac{l_2}{l_1}\right)$ — отношение $K(l_2)$ к $K(l_1)$.

Зависимость относительной массы энергоносителя от габаритов аппарата можно выявить, проанализировав уравнение существования летательного аппарата [11]

$$m_0 = m_{н.н} + m_k + m_{с.у} + m_e + m_{упр},$$

где $m_{н.н}$ — масса полезной нагрузки,

$m_{упр}$ — масса системы управления,

m_k — масса конструкции,

$m_{c,y}$ — относительная масса силовой установки.

Как было показано выше, при изменении габаритов СБЛА изменяется только m_k , следовательно, относительную массу энергоносителя для l_1 и l_2 можно представить в виде

$$\bar{m}_{e1} = \frac{m_e}{m_0}, \quad \bar{m}_{e2} = \frac{m_e}{m_0 + \Delta m_k},$$

где $\Delta m_k = m_{k2} - m_{k1}$ — приращение массы конструкции, соответствующее $\Delta l = l_2 - l_1$.

Отношение $\bar{m}_e(l_2)$ к $\bar{m}_e(l_1)$ будет равно

$$f' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{m_0 + \Delta m_k}{m_0},$$

или опуская промежуточные преобразования, -

$$f' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \frac{m_{k2}}{m_{k1}}}.$$

Согласно закону квадрата-куба [11] отношение $\frac{m_{k2}}{m_{k1}}$ должно быть пропорционально кубу

отношения линейных размеров $\left(\frac{l_2}{l_1} \right)^3$. Избежать

столь быстрого роста массы планера СБЛА позволяет ряд конструктивных мероприятий и учет особенностей применяемых материалов. Например, для обтяжки несущих поверхностей СБЛА габаритами до 1 м используется лавсановая пленка одинаковой (минимальной) толщины 7 мкм. Показатель степени n' при $\frac{l_2}{l_1}$ целесообразно назначать на основании анализа статистических данных СБЛА и летающих моделей аналогичной исследуемому СБЛА схемы. Для СБЛА самолетной схемы можно рекомендовать следующие значения n' :

$$\text{- при } \frac{l_2}{l_1} = 1 \dots 2 \quad n' = 1 \dots 1,5,$$

$$\text{- при } \frac{l_2}{l_1} = 2 \dots 4 \quad n' = 1,5 \dots 2,5.$$

Окончательно f' принимает вид

$$f' = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n'}}. \quad (3)$$

Точная зависимость аэродинамического качества СБЛА от его габаритов может быть получена только путем натурных продувок аппарата в аэродинамической трубе при различных числах Рейнольдса. Для анализа влияния максимального габарита аппарата на дальность полета можно использовать следующее эмпирическое выражение:

$$f'' \left(\frac{l_2}{l_1} \right) = \frac{K(l_2)}{K(l_1)} = \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n''}, \quad (4)$$

где $n'' = 0,9 - 76 \bar{c}^{2,37}$, $\bar{c}$ — относительная толщина профиля крыла аппарата.

Приведенное выражение получено в результате анализа серий поляр различных профилей [8, 9, 10] для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,2$ и $Re = 5 \cdot 10^4 \dots 2 \cdot 10^5$, соответствующих средней аэродинамической хорде крыла СБЛА.

Подставив (3) и (4) в (2), получим зависимость дальности полета от максимального габарита СБЛА

$$\frac{L_2}{L_1} = \frac{\frac{1}{\bar{m}_{k1}}}{\frac{1}{\bar{m}_{k1}} - 1 + \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n'}} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)^{n''}.$$

Данное полученного выражения в относительной форме позволяет в наглядной форме отобразить изменение дальности полета при различных значениях входящих в данное выражение параметров.

На рис. 1 показаны зависимости $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$

для $\bar{m}_k = 0,15 \dots 0,25$ при $\bar{c} = 0,03$ и $n' = 1,5$.

На рис. 2 изображены зависимости $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,2$ при $\bar{m}_k = 0,2$ и $n' = 1,5$.

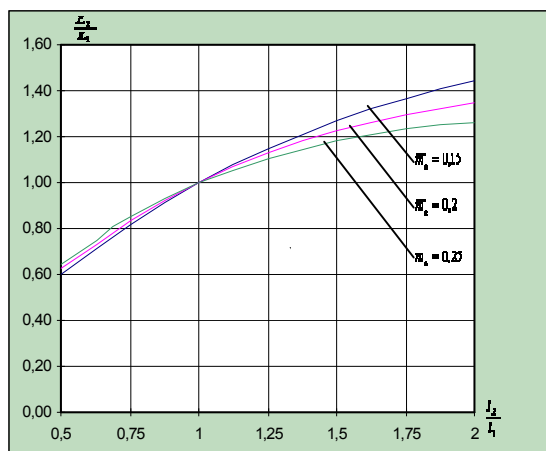


Рис. 1. $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{m}_k = 0,15 \dots 0,25$

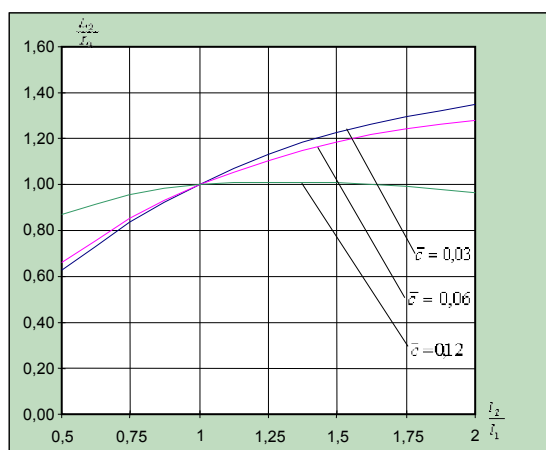


Рис. 2. $\frac{L_2}{L_1} \left(\frac{l_2}{l_1} \right)$ для $\bar{c} = 0,03 \dots 0,12$ при $\bar{m}_k = 0,2$

Согласно рис. 1 и 2 целесообразность увеличения габаритов СБЛА возрастает при уменьшении относительной массы конструкции и снижается при увеличении относительной толщины профиля крыла.

Рассмотрим вопрос о влиянии габаритных ограничений на выбор общей схемы СБЛА.

Первое из упомянутых выше ограничений явно определяет максимальный габарит СБЛА исходя из соображений заметности. Очевидно, что помимо максимального габаритного размера визуальная заметность аппарата определяется рядом факторов — освещенностью аппарата, его ракурсом

относительно наблюдателя, его окраской и т.д. Тем не менее, при прочих равных условиях аппарат с наименьшими габаритами будет иметь минимальную заметность.

Второе ограничение определяет объем СБЛА в транспортной конфигурации и применительно к выбору общей схемы аппарата отражает потребную способность СБЛА уменьшать свои габариты при транспортировке.

С учетом указанных в концептуальных требованиях к СБЛА максимальных габаритов СБАС ($0,2 \times 0,4 \times 0,5 \text{ м}$) максимально допустимый габаритный объем СБЛА (произведение габаритов) в транспортной конфигурации

$$V_{\text{сблa}}^{\text{mp}} = 0,04 - V_{\text{н.с}}, \quad (5)$$

где $V_{\text{сблa}}^{\text{mp}}$ — максимально допустимый габаритный объем СБЛА,

$V_{\text{н.с}}$ — суммарный объем оборудования наземной станции.

Объем СБЛА в транспортной конфигурации можно выразить через максимальный габарит СБЛА в полетной конфигурации, вводя коэффициент складывания

$$k_m = \frac{V_{\text{сблa}}^{\text{mp}}}{l_{\text{max}}^3}.$$

Коэффициент складывания от-

ражает способность рассматриваемой схемы уменьшать свои максимальные габариты за счет конструктивных мероприятий: складывающиеся консоли крыла, съемная хвостовая балка и т.п. (рис. 3).

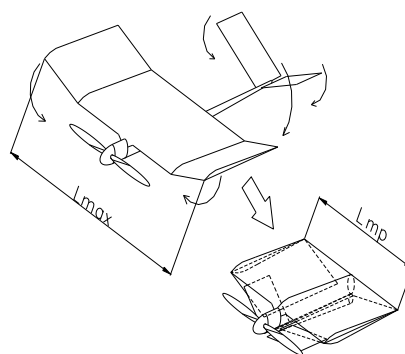


Рис. 3. Складывающийся СБЛА

Подставляя введенный коэффициент в (5), получим условие ограничения максимального габаритного размера СБЛА концептуальными требованиями

$$l_{\max} \leq \sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с.}}{k_m}}.$$

В процессе предварительного проектирования максимальный габарит СБЛА может быть найден следующим образом.

Представим эффективную площадь несущих поверхностей аппарата рассматриваемой схемы в виде (см. рис. 4)

$$S_{эф} = k_{cx} S_{ом}, \quad (6)$$

где $S_{эф}$ — площадь поверхностей аппарата, непосредственно участвующих в создании подъемной силы;

k_{cx} — коэффициент наполнения ометаемой площади;

$$S_{ом} = \frac{\pi}{4} l_{\max}^2 \text{ — ометаемая площадь.}$$

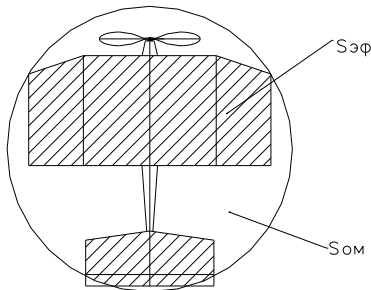


Рис. 4. Эффективная площадь СБЛА

При определении основных параметров летательного аппарата потребная эффективная площадь определяется выражением [11]

$$S_{эф} = \frac{m_0}{p}, \quad (7)$$

где p — максимально допустимая нагрузка на крыло.

Приравняв (6) и (7), получим выражение для максимально допустимого габарита СБЛА

$$S_{эф} = \frac{m_0}{p} = k_{cx} \frac{\pi}{4} l_{\max}^2 \Rightarrow l_{\max} = 1.13 \sqrt{\frac{m_0}{p k_{cx}}}.$$

Окончательно габаритные размерные ограничения на общую схему СБЛА принимают вид

$$l_{\max} = 1.13 \sqrt{\frac{m_0}{p k_{cx}}} \leq \min \left[\sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с.}}{k_m}}, [l] \right] \quad (8).$$

Значения k_{cx} и k_m для некоторых наиболее распространенных схем представлены в таблице. Зависимости коэффициентов от удлинения получены по осредненным статистическим данным летающих моделей и СБЛА. Для парaplана как аппарата с мягкой обшивкой значения коэффициентов определены в предположении о полной прозрачности обшивки (т.е. заметность парaplана определяется только заметностью гондолы).

Для выбора оптимальной по габаритным ограничениям схемы СБЛА необходимо выполнить такую последовательность действий:

- для всех принятых к рассмотрению общих схем СБЛА $i = 1 \dots n$ найти взлетную массу $m_{01} \dots m_{0n}$ и максимально допустимую нагрузку p (расчет m_0 и p не рассматривается в рамках данной работы — см. заключение);

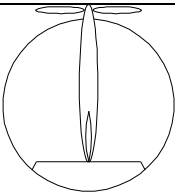
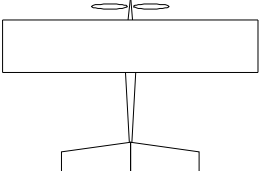
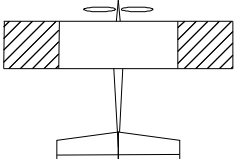
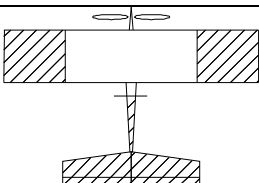
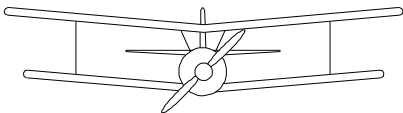
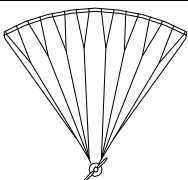
- по данным таблицы для выбранных схем определить коэффициенты наполнения ометаемой площади k_{cx_i} и коэффициенты складывания k_{m_i} ;

- для каждой схемы найти эффективную площадь $S_{эф_i}$ и по ней определить максимальный габарит аппарата $l_{\max_i}$;

- полученные $l_{\max_i}$ подставить в условие (8).

Невыполнение условия $l_{\max} \leq [l]$ означает, что рассматриваемая схема не удовлетворяет заданным в тактико-технических требованиях на проектирование габаритным ограничениям по визуальной заметности. В этом случае рассматриваемая схема исключается из дальнейшего рассмотрения.

Коэффициенты k_{cx} и k_m для некоторых схем СБЛА

Схема	$S_{эф}$	$V_{сблa}^{mp}$	k_{cx}	k_m
Летающее крыло, круглое, складной киль 	$\frac{\pi}{4} l^2$	$l \times l \times 0,4l$	1	0,4
Классическая схема, неразборная 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$l \times 0,7l \times 0,1l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,07
Классическая схема, складные ушки крыла 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$0,5l \times 0,7l \times 0,1l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,035
Классическая схема, складные ушки крыла и хвостовая балка 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$0,5l \times 0,35l \times 0,05l$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	0,00875
Биплан, неразборной 	$1,75 \frac{l^2}{\lambda}$	$l \times 0,7l \times \frac{1,25l}{\lambda}$	$\frac{7}{\pi \cdot \lambda}$	$\frac{0,875}{\lambda}$
Параплан с жесткими нервюрами 	$\frac{l^2}{\lambda}$	$\frac{l}{\lambda} \times \frac{l}{4\lambda} \times \frac{l}{2\lambda}$	$\frac{4}{\pi \cdot \lambda}$	$\frac{1}{8\lambda^3}$

Невыполнение условия $l_{\max} \leq \sqrt[3]{\frac{0,04 - V_{н.с}}{k_m}}$

означает, что данная схема обладает слишком большими габаритами в транспортной конфигурации. В этом случае необходимо внести конструктивные изменения в принятую схему (ввести в конструкцию дополнительные шарниры, пересмотреть схему конструктивного членения планера) либо, если такие изменения невозможны, – исключить данную схему из рассмотрения и перейти к рассмотрению оставшихся схем.

Из всех рассмотренных схем оптимальной следует считать схему, удовлетворяющую условию (8) и имеющую при фиксированных летно-технических характеристиках минимальное значение $l_{\max}$.

Согласно приведенным в таблице значениям коэффициентов k_{cx} наибольшей эффективной площадью при фиксированном максимальном габаритном размере обладает схема «круглое летающее крыло». Это позволяет рекомендовать данную схему для малозаметных СБЛА.

Отметим, что при одинаковых габаритах наибольшей устойчивостью и аэродинамическим качеством обладает «классическая» самолетная схема с заднерасположенным горизонтальным оперением, поэтому при прочих равных условиях ей следует отдавать предпочтение.

Заключение

В данной работе получена зависимость дальности полета сверхлегкого беспилотного летательного аппарата от его максимального габарита, исследовано влияние некоторых относительных величин на характер данной зависимости.

На основании анализа требований к заметности СБЛА и концептуальных требований к комплексам СБЛА разработаны рекомендации по выбору общей схемы сверхлегкого беспилотного летательного аппарата с учетом габаритных ограничений.

Показано, что при ограничении максимального габарита аппарата по соображениям заметности оптимальной необходимо считать схему «летающее крыло».

Следует отметить, что изложенные в данной работе рекомендации не претендуют на полноту изложения вопроса о выборе общей схемы СБЛА и являются одним из этапов разрабатываемой в настоящее время методики общего проектирования СБЛА.

Литература

1. Micro Air Vehicles — Toward a New Dimension in Flight. J.M. McMichael, Michael S. Francis. Defense Advanced Research Projects Agency. 1997. — 12 p.
2. Joel M. Grassmeyer, Matthew T. Keennon. Development of the Black Widow Micro Air Vehicle. Aerovironment Inc. — 2001, 16 p.
3. Design and flight test results for micro-sized fixed-wing and VTOL aircraft / Stephen J. Morris. MLB

Company, Palo Alto, CA, USA. 2000. — 20 p.

4. Development of surveillance and endurance micro air vehicles for the 2003 international micro air vehicle competition / The University of Arizona Micro Air Vehicle Team. Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Arizona/ Tucson, USA — 2003, 8 p.

5. Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components and Flight-Testing. Gabriel Torres, Thomas J. Mueller. USA: University of Notre Dame, IN. AUVSI 2000, Orlando, FL. — 21 p.

6. Рыженко А.И., Кремешный А.И., Си-лин Д.Ю., Таврин В.А. Концептуальные требования к мобильному средству мониторинга внешней среды // Интегрированные технологии и энергосбережение: Научно-практ. Журнал. 2003. X.: НТУ «ХПИ». — 2003. С. 125-129.

7. Остославский И.В., Стражева И.В. Динамика полета. Траектории летательных аппаратов. — М: Машиностроение, 1965. — 498 с.

8. Гаевский О.К. Летающие модели планеров. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1955. — 150 с.

9. Смирнов Э.П. Как сконструировать и построить летающую модель. — М.: Изд-во ДОСААФ, 1973. — 176 с

10. Е.П. Вачасов, Ю.Ф. Усик. Анализ планирующего полета парящей модели. // Авиамоделис: Учеб. пособие. — Х.: Харьк. кн. изд-во, 1961. — 30 с.

11. Проектирование самолетов: Учебник для вузов/С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев и др. Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.

Поступила в редакцию 18.04.03

Рецензенты: д-р техн. наук, ст. науч. сотрудник Бетин А.В., НИИ ПФМ, г. Харьков; д-р техн. наук, профессор Рябков В.И., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.